

Grado en Ingeniería en Tecnologías de Telecomunicación
2017-2018

Trabajo Fin de Grado

“Implementación de un receptor ILS mediante Raspberry Pi embarcable”

M^a Victoria Sousa Fernández

Tutor

Victor Gil Jiménez

Leganés, 4 de julio de 2018



[Incluir en el caso del interés de su publicación en el archivo abierto]

Esta obra se encuentra sujeta a la licencia Creative Commons **Reconocimiento – No Comercial – Sin Obra Derivada**

RESUMEN

El sistema ILS es un sistema de aproximación por instrumentos basado en haces de radiofrecuencia que proporciona posicionamiento en latitud, longitud y radial de precisión durante la fase de aproximación y aterrizaje. El sistema de calibración actual, basado en un avión de carga, es caro, complejo y poco práctico.

El presente proyecto sobre la implementación de un receptor ILS mediante una Raspberry Pi embarcable se enfoca a ofrecer una solución a este problema.

Se han simulado señales ILS y se ha realizado una comprobación del funcionamiento del sistema en MATLAB. Para ello se han realizado estudios en base a distintas variables del sistema para determinar los valores óptimos y establecer una relación con los casos prácticos. La obtención de verdaderas señales ILS permitió comprobar el funcionamiento del circuito de demodulación propuesto y la posibilidad de implementar este tipo de receptor en un futuro.

ABSTRACT

The ILS system is an instrument approach system based on radiofrequency beams that provides positioning in latitude, longitude and radial precision during the approach and landing phase. The current calibration system, based on a cargo plane, is expensive, complex and impractical.

The present project on the implementation of an ILS receiver using a Raspberry Pi is focused on offering a solution to the present problem.

ILS signals have been simulated and a verification of the system's performance has been done in MATLAB. Studies have been carried out based on different system variables to determine the optimal values and establish a relationship with the practical cases. Obtaining true ILS signals allowed to verify the functioning of the proposed demodulation circuit and the possibility of implementing this type of receiver in the future.

ÍNDICE

GLOSARIO.....	X
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1. Introducción.....	1
1.2. Motivación.....	2
1.3. Objetivos.....	2
1.4. Descripción del documento.....	3
2. MARCO REGULADOR	4
3. ESTADO DEL ARTE.....	7
3.1. Analizador ILS VOR PIR361	7
3.2. 7020 Portable Navaid Receiver.....	8
3.3. ARN-147.....	8
3.4. MLR-2000.....	9
4. INSTRUMENT LANDING SYSTEM.....	10
4.1. Introducción.....	10
4.2. Componentes.....	11
3.2.1. Localizador.....	11
3.2.2. Senda de Planeo.....	13
3.2.3. Radiobalizas.....	15
3.2.4. Información visual.....	16
3.2.5. Indicador.....	17
4.3. Categorías ILS.....	18
4.4. Errores ILS.....	20
5. HERRAMIENTAS.....	23
5.1. Plataforma de Hardware.....	23
5.1.1. Raspberry Pi.....	23
5.1.2. Dispositivo RTL-SDR.....	25
5.2. Plataforma de Software.....	26

5.2.1. Raspbian.....	26
5.2.2. GNU Radio.....	27
5.2.3. Software RTL-SDR.....	27
5.2.4. MATLAB.....	27
6. DESARROLLO.....	28
6.1. Generación señales ILS.....	28
6.2. Simulación de ILS.....	34
6.2.1. Generación de señales en MATLAB.....	34
6.2.2. Demodulación de las señales ILS generadas en MATLAB.....	38
6.3. Demodulación de señales ILS capturadas con el dispositivo SDR.....	46
6.4. Demodulación de señales ILS usando GNU Radio.....	49
7. MARCO SOCIOECONÓMICO.....	58
7.1. Impacto socioeconómico.....	58
7.2. Presupuesto.....	59
7.2.1. Costes directos.....	59
7.2.1.1 Recursos Materiales.....	59
7.2.1.2 Recursos Humanos.. ..	61
7.2.2. Costes indirectos.....	61
7.2.3. Coste total.....	62
8. CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS.....	63
9. BIBLIOGRAFÍA Y REFERENCIAS.....	65

ANEXO A: Summary

GLOSARIO

AESA	-	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
CDI	Course Direction Indicator	Indicador de desviación del curso
CDMA	Code Division Multiple Access	Multiplexación por división de código
CEAC	European Civil Aviation Conference	Conferencia Europea de Aviación Civil
DDM	Difference in Depth of Modulation	Diferencia en profundidad de modulación
DH	Decision Height	Altura de decisión
DME	Distance Measuring Equipment	Equipo medidor de distancia
EASA	European Aviation Safety Agency	Agencia Europea de Seguridad Aérea
FAA	Federal Aviation Administration	Administración Federal de Aviación
FAF	Final Approach Fix	Tramo de aproximación final
GLS	Global positioning Landing System	Sistema de aterrizaje global
GPS	Global Positioning System	Sistema de posicionamiento global
GRC	GNU Radio Companion	-
GSM	Global System for Mobile communications	Sistema global para las comunicaciones móviles
IM	Inner Marker	Radiobaliza interior
ILS	Instrument Landing System	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IoT	Internet of Things	Internet de las cosas
MLS	Microwave Landing System	Sistema de aterrizaje por microondas
MM	Middle Marker	Radiobaliza intermedia
NDB	Non-Directional Beacon	Baliza no direccional

OACI	-	Organización de Aviación Civil Internacional
OM	Outer Marker	Radiobaliza exterior
ONU	-	Organización de las Naciones Unidas
PAPI	Precision Approach Path Indicators	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PIR	Portable ILS Receiver	Receptor ILS portátil
SDR	Software Defined Radio	Radio definida por software
RVR	Runway Visual Range	Alcance visual de la pista
TSO	Technical Standard Order	-
UHF	Ultra High Frequency	-
VASI	Visual Approach Slope Indicator	Indicadores de pendiente de aproximación visual
VHF	Very High Frequency	-
VOR	VHF Omnidirectional Range	Radiofaro omnidireccional VHF

1. INTRODUCCIÓN

1.1. Introducción

La alta velocidad de desplazamiento sobre el terreno es la gran ventaja de la aviación, pero al mismo tiempo ha supuesto la mayor desventaja por la dificultad de localizar referencias para situarse.

Si bien en los inicios las referencias eran visuales y se situaban sobre el terreno, con el paso del tiempo se desarrollaron números sistemas de ayudas radioeléctricas, conocidos como radioayudas, para permitir el posicionamiento de una aeronave [1]. Destaca entre ellos el ILS (Instrument Landing System) por su fiabilidad y simplicidad de funcionamiento. Es el sistema utilizado en todo el mundo desde la segunda mitad del siglo XX en las fases de aproximación y aterrizaje.

1.2. Motivación

El aterrizaje es la fase de vuelo más crítica, casi la mitad de los accidentes aéreos se producen en este momento [2]. De ahí que el ILS, que se encarga de proporcionar guiado lateral y vertical a las aeronaves durante el proceso de aterrizaje, se haya convertido desde sus inicios en una de las radioayudas a la navegación más importantes.

Este sistema necesita de inspecciones regulares para verificar su correcto funcionamiento. La periodicidad de estas está sujeta a normativas internacionales. El sistema de calibración, basado en un avión de carga, es muy caro, complejo y en España tan solo existe uno para todos los aeropuertos. Por eso, hay iniciativas como la de la empresa Canard Drones que proponen realizar la calibración mediante drones. Pero para ello es necesario que el sistema ILS se pueda realizar de forma embarcable en un dron [3].

1.3. Objetivos

El objetivo principal de este proyecto es la implementación de un receptor ILS embarcable de bajo coste utilizando para ello una Raspberry Pi.

Los objetivos concretos que se establecieron al inicio del trabajo fueron:

- Realización de un estudio sobre el estado actual del sistema.
- Análisis detallado de la estructura del ILS, así como de su funcionamiento, determinado por el método de generación de señales.
- Simulación de señales ILS.
- Implementación del receptor, realizando un estudio sobre la precisión de este.

1.4. Descripción documento

- El primer capítulo es introductorio, se realiza una situación del proyecto y sus objetivos.
- En el segundo capítulo se establece el marco regulador. Se explican las diversas organizaciones que se encargan de la legislación de la aviación y la normativa existente.
- El tercer capítulo se dedica al estado del arte. Se describirá brevemente las soluciones ya existentes realizándose una comparativa con la solución propuesta.
- El cuarto capítulo explica en detalle el sistema ILS. Se detallan sus principales componentes, categorías y errores a los que está sujeto.

- En el quinto capítulo se describen las herramientas necesarias para la realización del proyecto, tanto las que componen la plataforma de software como hardware.
- El sexto capítulo supone el desarrollo del trabajo. Se explican conceptos teóricos que son llevados a la práctica mediante la simulación.
- El séptimo capítulo corresponde al entorno socioeconómico. Se detalla el presupuesto total del proyecto y se explica el impacto de este a nivel social y económico.
- En el octavo capítulo se recogen las conclusiones y futuras líneas de trabajo.

2. MARCO REGULADOR

Los principales organismos internacionales relacionados con la aviación civil y el transporte aéreo que cuentan con participación española son la OACI, la CEAC (Conferencia Europea de Aviación Civil), EUROCONTROL, la UE (Unión Europea) y la EASA (European Aviation Safety Agency) [4].

“La OACI es un organismo especializado de la ONU, creado por los Estados en 1944 para ejercer la administración y velar por la aplicación del Convenio sobre Aviación Civil Internacional ”[5]. Actualmente está conformado por 192 de los 197 Estados que componen la ONU.

El Convenio sobre Aviación Civil Internacional fue firmado en Chicago el 7 de diciembre de 1944. La finalidad de este era actualizar los acuerdos internacionales sobre aviación civil, que, desde el Convenio de París de 1919 habían permanecido prácticamente sin cambios [6].

El Convenio, tras su última modificación en el año 2006, consta de 1 Considerando, 4 partes constituidas por 96 artículos y 19 anexos.

- Primera Parte: Navegación Aérea
- Segunda Parte: La organización de Aviación Civil Internacional
- Tercera Parte: Transporte Aéreo Internacional
- Cuarta parte: Disposiciones Finales

En el Anexo 10 sobre Telecomunicaciones aeronáuticas, concretamente en el Volumen I, se recoge toda la normativa referente al ILS o Sistema de aterrizaje por instrumentos. Se indican los requisitos mínimos que debe cumplir el sistema, sus componentes y especificaciones de los equipos de tierra, la cobertura, las radiofrecuencias, los niveles de interferencia soportados, así como recomendaciones sobre todos ellos.

Existe además el *Doc 8071 - Manual on testing of Radio Navigation Aids, Volume I – Testing of Ground Based Radio Navigation Systems* que establece una guía de las pruebas e inspecciones a realizar para garantizar que los sistemas de radionavegación cumplan con las normas y métodos recomendados del Anexo 10.

La CEAC es una organización intergubernamental fundada en 1955 y actualmente integrada por 44 Estados europeos, que trabaja para armonizar las políticas y prácticas de aviación civil entre sus miembros. Se encarga también del acercamiento sobre cuestiones de política entre sus Estados miembros y otras partes del mundo [7].

EUROCONTROL es la Organización Europea para la Seguridad de la Navegación Aérea. Formada por 41 Estados miembros de Europa, fue fundada en 1963 como una organización intergubernamental. Entre sus principales actividades se encuentran la coordinación de aviación civil y militar en Europa, el apoyo a otros organismos como la EASA o la Comisión Europea en sus actividades regulatorias, así como labores de investigación y desarrollo [8].

La Unión Europea posee competencias de regulación de aspectos relacionados con asuntos económicos, de seguridad operacional, navegación aérea, medioambiente, entre otros [5].

La EASA es una institución desarrollada por la UE. Uno de sus objetivos principales es la implantación del Cielo Único Europeo.

A nivel nacional, existe la AESA (Agencia Estatal de Seguridad Aérea), una Autoridad Aeronáutica que vela por el cumplimiento de las normas de aviación civil en España [9].

Estados Unidos cuenta además con un organismo que se encarga de regular los aspectos de la aviación civil a nivel nacional denominado FAA (Federal Aviation Administration). Los aeropuertos deben superar las inspecciones que esta realiza. Todos los elementos necesarios para la realización de una aproximación instrumental deben estar certificados, cumplir los requerimientos TSO (Technical Standard Order). Se requiere que los pilotos deben posean entrenamientos y experiencia en este tipo de aterrizajes. La orden que condensa la política, los procedimientos y los criterios para la inspección de vuelo y certificación de servicios de navegación aérea es la *Order 8200.1C – United States Standard Flight Inspection* del año 2005.

3. ESTADO DEL ARTE

En este capítulo se detallan las soluciones existentes en la actualidad. Se explican las características de los receptores ILS empleados y se realiza una comparativa con la solución propuesta. Todo esto sirve como fundamento para las decisiones que se tomaran durante el desarrollo del trabajo.

La comercialización de PIR (Portable ILS Receiver) no está aún extendida por lo que se incluirán también en el estudio receptores ILS no embarcables.

3.1. Analizador ILS VOR PIR361

Kavics es una compañía coreana fundada en 2015 por Min Bae Park que se especializa en el diseño de receptores ultraligeros portátiles VOR / ILS aptos para su embarque en drones [10].

El receptor PIR361 ILS VOR, mostrado en la Figura 1, integra las funciones del localizador y de senda de planeo con una gran precisión. Posee además función de IoT si el ordenador portátil se encuentra con conexión CDMA o GSM. Destaca por su peso, 1.8 Kg y tamaño, 196mm x 120mm x 67 mm.



Fig.1 Receptor PIR361 [10]

La Raspberry Pi supera estas características técnicas con unas dimensiones de 85 mm x 57 mm y un peso de 45 gr. Además de esto, destaca por su versatilidad y facilidad de actualización. Su uso junto con el dispositivo SDR, hace que todo vaya definido por software y no quede limitado por el hardware.

3.2. 7020 Portable Navaid Receiver

El receptor 7020 ha sido desarrollado por la empresa Thales. Permite analizar los parámetros de ayuda a la navegación, hacer comprobaciones sobre el funcionamiento del equipo en tierra del sistema ILS o VOR, realizar análisis de espectro y medidas de audio de baja frecuencia. El 7020 PNR está optimizado para la instalación y mantenimiento del sistema ILS y VOR.

Las dimensiones y peso no vienen especificadas en las características técnicas, pero se estiman superiores a las del PIR361.

3.3. ARN-147

El ARN-147 fue inicialmente designado como el estándar para las Fuerzas Armadas de los Estados Unidos, pero con el paso del tiempo este receptor fue instalado en múltiples plataformas y aceptado por militares a nivel mundial. Cumple los requisitos establecidos en el Anexo 10 de la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) con respecto a la interferencia FM. Proporciona el espaciado de 50 kHz entre los 40 canales del ILS, cumpliendo así los requisitos de operabilidad internacional. Su peso máximo es de 4.6 Kg [11]. En la Figura 2 puede observarse el modelo.



Fig. 2 Receptor ARN-147 [11]

3.4. MLR-2000

El MLR-2000 es un receptor multimodo desarrollado por BAE Systems. Posee una arquitectura robusta, lo que le proporciona la modularidad y flexibilidad necesaria para adaptarse a los requerimientos distintos sistemas de navegación aérea. Soporta ILS, VOR, MLS, GLS y GPS. En la actualidad se está realizando una actualización de sistemas de navegación. Esta transición supone una mezcla que hace necesaria la interoperabilidad global que ofrecen los receptores multimodo [12].



Fig. 3 Receptor MLR-2000 [12]

4. INSTRUMENT LANDING SYSTEM

4.1. Introducción

“El ILS es un sistema de aproximación por instrumentos basado en haces de radiofrecuencia que proporciona posicionamiento en latitud, longitud y radial de precisión durante la fase de aproximación y aterrizaje” [13]. Utilizado para uso civil desde 1949 tras su inclusión en el Convenio sobre Aviación Civil Internacional. La OACI lo ha establecido como sistema normalizado en todo el mundo [14].

Su función es proporcionar a las aeronaves información de guiado azimutal, cenital y de distancia, para que, sin referencias visuales externas, pueda alcanzar un punto de la trayectoria de descenso a una altura llamada altura de decisión [15].

El sistema de aterrizaje por instrumentos es un grupo de estaciones de transmisión de radio, mostradas en la Figura 4, que se utilizan para guiar a las aeronaves a una pista específica del aeropuerto, especialmente en tiempos de visibilidad limitada. Como equipamiento a bordo, la aeronave dispone de antenas de localizador y senda de planeo en el morro y un indicador ILS en la cabina.

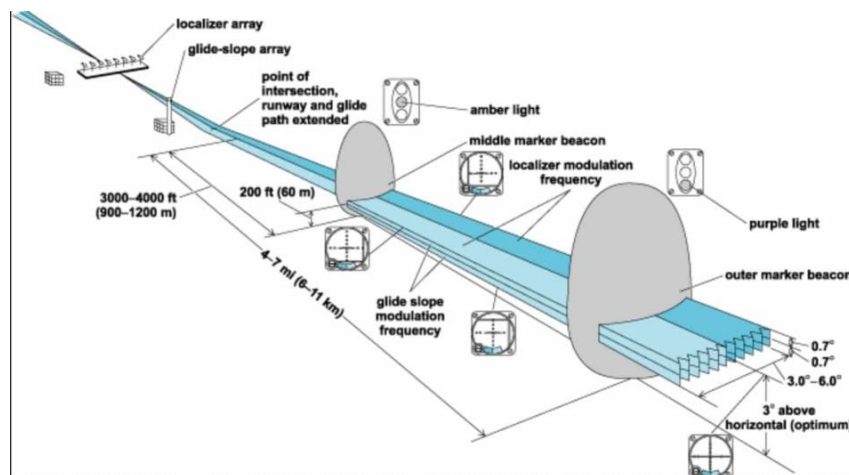


Fig. 4 Estaciones transmisoras ILS [16]. Se ha utilizado esta figura en inglés porque la documentación existente está en lengua inglesa y para mejor referencia con la documentación existente.

4.2. Componentes

El sistema ILS está compuesto por el localizador y la senda de planeo, que proporcionan la información de guía, las radiobalizas, encargadas de la información de distancia, y elementos que proporcionan la información visual como las luces de aproximación, luces del centro de la pista y luces de pista [17].

4.2.1. Localizador

El localizador genera las señales que proporcionan el guiado lateral (azimutal) a la aeronave. Está compuesto por un conjunto de antenas direccionales logo-periódicas situadas en la cabecera de la pista opuesta a la que aterriza, generalmente a unos 300 metros del final de esta. Suele estar formado por 8, 14 o 24 antenas. En la Figura 5 puede observarse un ejemplo de un localizador de 14 antenas.



Fig. 5 Localizador [18]

Estas antenas emiten, en banda VHF (108 MHz – 112 MHz), dos señales en forma de lóbulo. Cada una a una frecuencia, 90 Hz y 150 Hz. Las señales se solapan en la

continuación del eje de la pista. Además de esta radiación, existe otra conocida como *clearance*¹. Su patrón de radiación es más amplio. La radiación principal contiene lóbulos laterales, que, sin la señal de *clearance*, provocarían que la decisión de la aeronave fuera incorrecta. El diagrama puede observarse en la Figura 6:

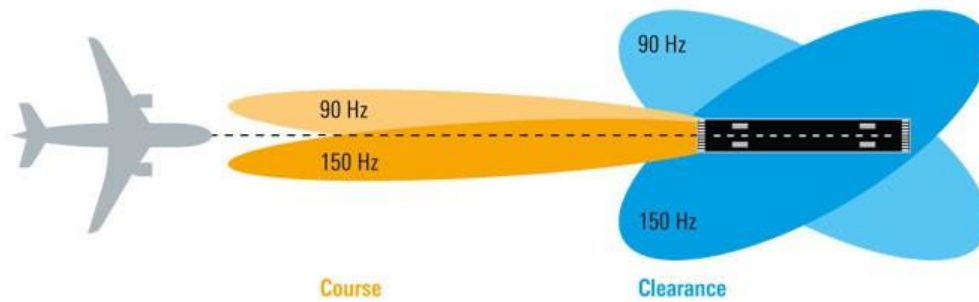


Fig. 6 Patrón de radiación del localizador [19]

La cobertura del localizador, de la que se puede ver un esquema en la Figura 7, se prolonga hasta 46300 metros en un arco de 20° alrededor del eje de la pista. Se reduce a 31500 metros en un arco de 70°. Estas coberturas se conocen como cobertura de *clearance* y de curso respectivamente. En caso de que la pista contara con otro sistema de navegación adicional, estas distancias se pueden reducir a 33300 y 18500 metros respectivamente [15].

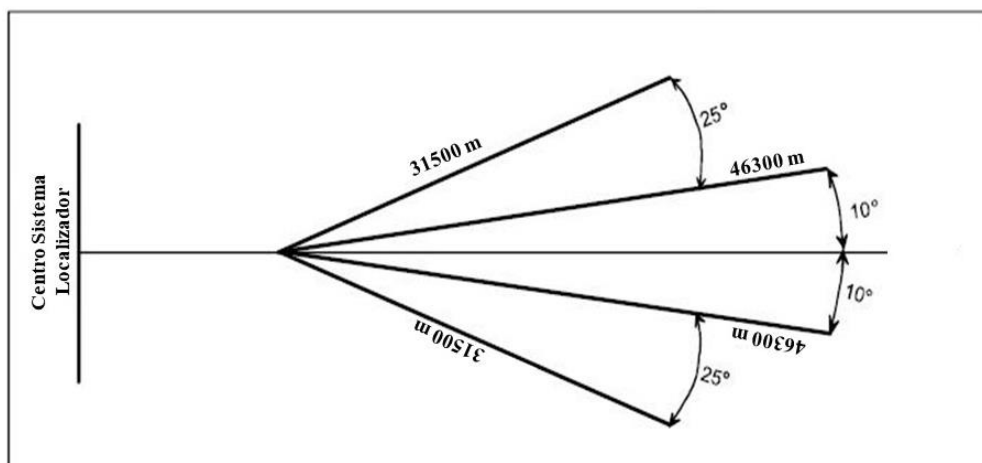


Fig 7. Cobertura del Localizador ILS

¹ Se mantiene durante el texto la nomenclatura en inglés porque no existe un consenso en cómo definirla en castellano.

Fuera de la zona principal de cobertura, se pueden extender pares de lóbulos fantasmas, uno hacia cada lado, y otro en sentido contrario. En algunos aeropuertos se permite el aterrizaje en la otra pista usando la señal fantasma como un sistema de aproximación de no precisión. En ese caso, las indicaciones que recibe el piloto serían las opuestas.

4.2.2. Senda de planeo

La senda de planeo proporciona la guía vertical. Está formada por un equipo transmisor y dos antenas situadas en una torre, como puede apreciarse en la Figura 8. Están situadas a unos 120 metros del eje de la pista. La posición relativa de las antenas con respecto al suelo será que determine las propiedades espaciales del patrón [20]. Funciona en la banda de frecuencia UHF (328 MHz-336MHz), asociada a la frecuencia del localizador. A dicha frecuencia, el suelo se puede considerar como un espejo. Esto permite usar el suelo para producir el efecto que haría el doble de antenas [15].



Fig. 8 Senda de planeo [18]

El punto de aterrizaje se sitúa en la pista de manera que la senda quede a 15 metros de altura sobre el umbral de la pista. Para ello se ha de definir previamente el ángulo de la senda. La OACI establece el ángulo de la senda entre 2.5° y 3° . En ciertas circunstancias se permite mayor ángulo.

Como en el caso del localizador, se generan dos lóbulos de señales moduladas a distinta frecuencia; 90 Hz para el lóbulo superior y 150 Hz para el lóbulo inferior, como puede observarse en la Figura 9.

De igual forma, se generan sendas falsas que pueden llevar al avión a pista con ángulos de 6° , 9° , etc. La existencia de sendas falsas conlleva a que la interceptación de la senda se produzca siempre desde abajo. En ciertos aeropuertos, condicionados por grandes núcleos de población cercanos, se permite la interceptación desde arriba. La altura va constantemente monitorizada mediante el barómetro o mediante radioaltímetro [15].

El área de cobertura horizontal de la senda se extiende hasta 18500 metros con un arco de 16° desde el eje de la pista. En el plano vertical la cobertura depende del ángulo de la trayectoria θ , estará comprendida entre los valores 0.45 θ y 1.75 θ . Para una senda de 3° , la cobertura se extiende desde 1.35° hasta 5.25° .

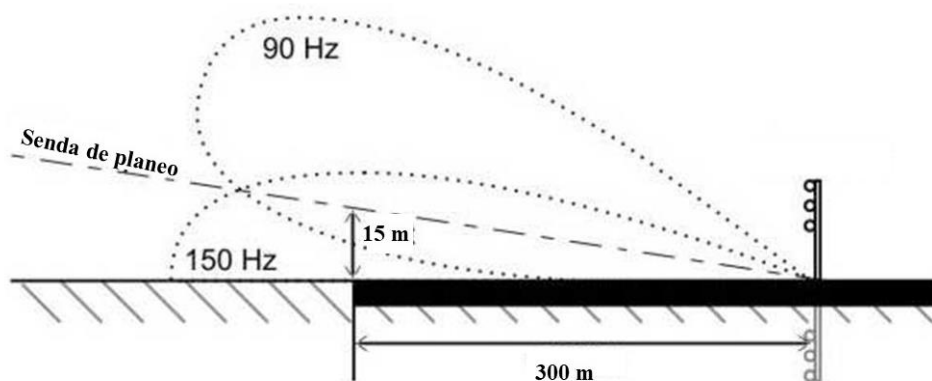


Fig. 9 Diagrama de radiación de la senda de planeo

4.2.3. Radiobalizas

Las radiobalizas, colocadas a cierta distancia en la dirección de la pista, indican al piloto la distancia hasta la pista. Estas distancias vienen determinadas en la carta de aproximación del aeropuerto. Cada radiobaliza tiene asociada un sonido y un color distintivo. Estas balizas pueden ser sustituidas por un DME (Distance Measuring Equipment) que proporciona una distancia continua [15].

La radiobaliza exterior o OM (Outer Marker), indica el FAF (Final Approach Fix) para la aproximación de no precisión. El FAF identifica el inicio de la senda de aproximación final. Está situada entre 7500 y 13000 metros del umbral de la pista de aterrizaje. Está modulada con un tono de 400 Hz y emite dos rayas (en código morse) por segundo. La señal luminosa mostrada en el panel es de color azul.

La radiobaliza intermedia o MM (Middle Marker) indica la aproximación al punto de altura de decisión. Generalmente se encuentra localizada entre los 925 y 1500 metros náuticos del umbral de la pista. Emite puntos y rayas alternativamente, a un tono de 1300 Hz. En este caso, la señal luminosa es ámbar.

La radiobaliza interior o IM (Inner Marker) es raramente utilizada. Se sitúa entre 75 y 450 metros del umbral de la pista. Indica al piloto que se encuentra muy próximo al umbral de la pista y que, de no ser capaz de obtener alguna referencia visual, deberá realizar un aterrizaje frustrado. Modulada a un tono de 3 kHz, emite 6 puntos por segundo. La señal luminosa emitida es de color blanco [21].

La Figura 10 muestra la situación de las distintas radiobalizas en la pista de aterrizaje, así como su tono de modulación y color característico. Se indican también en el papel de cada una en el proceso de aterrizaje.

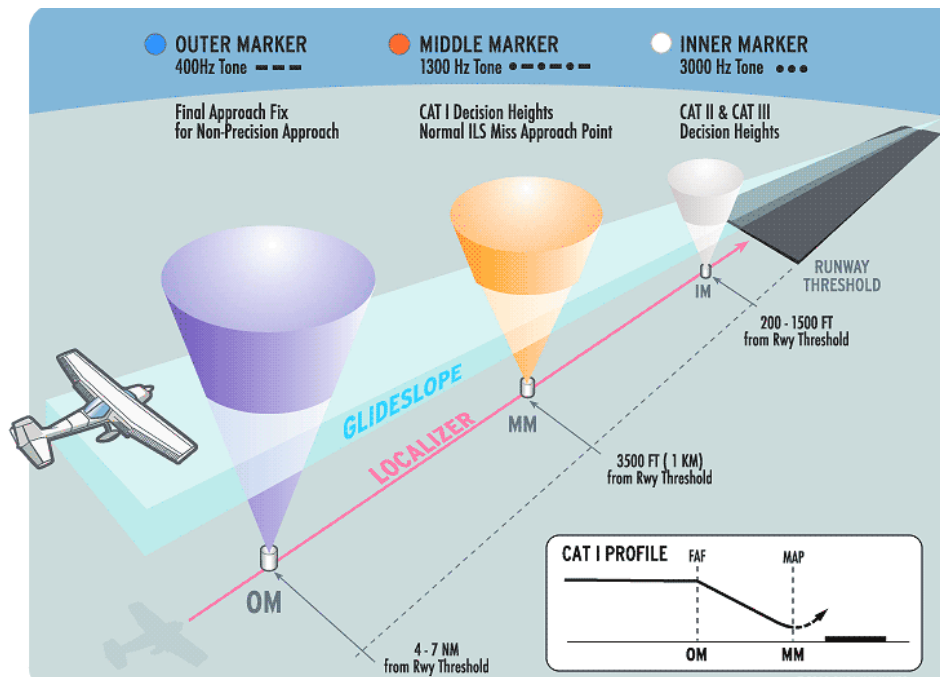


Fig. 10 Situación de las radiobalizas en la pista de aterrizaje [22]. Se ha mantenido la imagen en inglés pues permite hacer una mejor referencia al estar la documentación existente en este idioma.

4.2.4. Información visual

Las señales visuales pueden ser usadas en el tránsito de aproximación instrumental excepto para la CAT III C. Si al llegar a la altura de decisión no se establece contacto visual con la pista, se abordará la aproximación frustrada. Hay dos tipos de indicadores: VASI (Visual Approach Slope Indicators) y PAPI (Precision Approach Path Indicators). La siguiente figura muestra el funcionamiento de los PAPI:

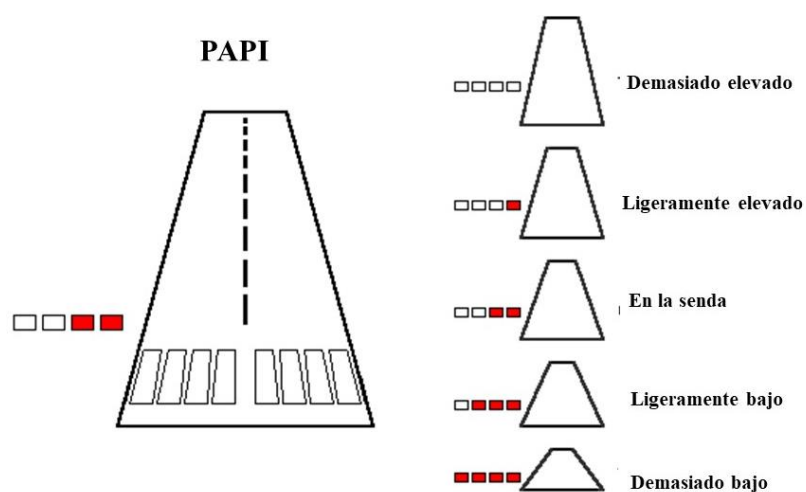


Fig. 11 Funcionamiento de los indicadores PAPI

4.2.5. Indicador

El indicador ILS es un instrumento situado en la cabina que consiste en dos barras, una vertical y una horizontal conocidas como CDI (Course Direction Indicator). La barra vertical corresponde al localizador. Si esta se encuentra a la derecha del eje central, el avión deberá virar a la derecha para interceptar el localizador y viceversa. La barra horizontal representa la senda de planeo. Si está situada en la parte superior del eje central, el avión deberá disminuir la tasa de descenso y viceversa.

Dispone asimismo de un indicador llamado NAV. Este se ilumina en caso de que el equipo esté apagado, de que la aeronave se encuentre fuera de alcance o que la señal recibida sea muy débil o esté distorsionada, a fin de que el piloto que el sistema no es confiable.

La sensibilidad de las señales ILS varía con la distancia, aumentando esta con la proximidad a la pista de aterrizaje. En la radiobaliza exterior, una deflexión de un punto en la aguja del localizador indica un desvío del curso de aproximadamente 150 metros. Esta misma deflexión estando situados en la radiobaliza intermedia supone un desvío de 50 metros. Habiendo pasado ya el umbral de la pista, la sensibilidad se mide en una decena de metros, lo que permite una precisión suficiente para realizar aterrizajes en situaciones de cero visibilidad. La senda de planeo es aún más sensible. En la radiobaliza exterior cada punto supone una desviación de 15 metros y en la intermedia alcanza los 2'5 metros [23].

Las señales ILS son unidireccionales, extendiéndose en forma de un abanico muy estrecho, como ya observamos en la Figura 3. Se sitúan en torno a los 10° y 35° con respecto al eje central de la pista, dependiendo de si se trata de la señal de curso o de *clearance*. Fuera de este arco, las señales ILS son a efectos prácticos inútiles.

En la Figura 12 se muestra un ejemplo de un indicador ILS donde pueden apreciarse tanto la barra vertical y horizontal haciendo referencia al localizador y la senda de planeo respectivamente, como el NAV, encargado de indicar la integridad de la señal.



Fig. 12 Indicador ILS [24]

4.3. Categorías ILS

La aproximación instrumental se define como “una serie de determinadas maniobras que realizan las aeronaves operando bajo las reglas de vuelo instrumental desde el inicio de la aproximación hasta el aterrizaje o hasta un punto en el que el aterrizaje se puede realizar el aterrizaje visualmente” [25].

Existen dos tipos de aproximación por instrumentos: de precisión y de no precisión. La de no precisión incluye simplemente guía lateral sobre el curso seguido, información transmitida por el localizador. Algunas radioayudas a la navegación que emplean este método son NDB (Non Directional Beacon), VOR (VHF Omnidirectional Range) o DME (Distance Measuring Equipment). La aproximación de precisión incluye, además, guía vertical gracias a la senda de planeo. Utiliza todos los elementos del ILS; localizador, senda de planeo, marcadores y luces de aproximación.

Las aproximaciones de precisión tal y como se explican en [19] se dividen en las categorías: CAT I, CAT II and CAT III. La CAT III a su vez está dividida en tres subcategorías, CAT III A, CAT III B y CAT III C.

Los parámetros que establecen las distintas categorías son la altura de decisión o DH (Decision Height) y el alcance visual de la pista, conocido como RVR (Runway Visual Range). La altura de decisión es “la altura a la que debe comenzarse una maniobra de aterrizaje frustrada si aún no se ha establecido el contacto visual necesario para proceder con la aproximación” [26]. El alcance visual de la pista se define como “la distancia hasta la cual el piloto de una aeronave que se encuentra sobre el eje de una pista puede ver señales de superficie de la pista o las luces que la delimitan o que señalan su eje”[26].

La CAT I es la categoría más extendida en el mundo, encontrada incluso en aeropuertos regionales. Requiere una altura de decisión de 60 metros y un alcance visual de 550 metros.

Los aterrizajes de la CAT II están limitados a alturas de decisión de 30 metros y alcance visual de pista de 370 metros. Para esto se necesita en la aeronave además del equipo presente en un aterrizaje de tipo CAT I, un segundo receptor de localizador y senda de planeo, así como un radioaltímetro y una tripulación compuesta por dos personas.

En la categoría CAT III A, la altura de decisión se encuentra entre 15 y 30 metros y el alcance visual de la pista es superior a 215 metros. En este momento, el *flare* y aterrizaje se puede realizar visualmente. Como equipamiento adicional a la categoría previa, se necesita un autopiloto.

La categoría CAT III B soporta condiciones inferiores a 15 metros para la altura de decisión y 45 metros para el alcance visual de la pista. Se precisa guía para realizar el

flare y aterrizaje, pero el rodaje se puede hacer manualmente. Es necesaria la presencia de un autopiloto capaz de realizar un aterrizaje automático.

La categoría CAT III C es conocida como “cero-cero”, cero visibilidad y cero altura. Se necesita guía hasta la parada completa de la aeronave en la terminal.

En la Tabla 1 se incluye un resumen de las categorías y los valores que las determinan.

Categorías	DH	RVR
CAT I	> 60 m	550 m
CAT II	30 – 60 m	370 m
CAT III A	15 – 30 m	215 m
CAT III B	0 – 15 m	45 m
CAT III C	-	-

Tabla 1. Categorías ILS

4.4. Errores de ILS

El Sistema de aterrizaje instrumental presenta cinco problemas principales [21]:

1. Multitrayecto
2. Imposibilidad de instalación en lugares complicados
3. Interferencia de la transmisión
4. FM Falta de frecuencias disponibles
5. Coste de la instalación y mantenimiento del sistema

La mayor limitación del ILS es su sensibilidad al ambiente. Igual que en muchos sistemas de telecomunicaciones, las señales del ILS también pueden presentar distintas interferencias, como el error de multitrayecto causado por la reflexión de la señal. Esto resulta especialmente complejo en el caso de la senda de planeo, pues para reducir las reflexiones lo suficiente como para cumplir los mínimos establecidos se necesita una gran apertura. El uso de estructuras de arrays extensas ayuda a reducir el problema, pero el tamaño necesario para neutralizarlo por completo es demasiado grande como para resultar práctico. Los desvíos de la señal no son significativos, siempre y cuando se produzcan lejos de la pista, ya que en estos casos la aeronave estará apuntando hacia la pista y próximo a la línea central.

Las aeronaves y resto de vehículos en el aeropuerto pueden reflejar las señales ILS, causando errores significativos. La única medida para eliminar este tipo de error de reflexión es la prohibición del tráfico en zonas especialmente sensibles durante operaciones con visibilidad reducida. Esto supone un descenso en la capacidad del aeropuerto.

Los errores en la señal de las radiobalizas, llamadas ATE (Along Track Error), no son tan críticos como los XTE (Cross Track Error), que son errores de altitud y desviación del eje central de la pista de aterrizaje. Para categorizar los errores en el aterrizaje se usa el concepto de túnel; con dos túneles que intersecan y convergen en el punto de aterrizaje.

El localizador está sujeto a la interferencia provocada por las estaciones. La frecuencia más elevada para la transmisión FM es 107.9 MHz en Estados Unidos y el rango de transmisión de ILS es de 108.1 MHz a 111.95 MHz, aunque las frecuencias previas a 108.3 MHz están reservadas para pruebas. Este problema está especialmente acentuado en el Europa del Norte. La OACI estableció estándares en cuanto a las características de rechazo FM de los receptores.

Otro problema es el *overload*. Hay dos tipos; el primero es la reducción de la sensibilidad del receptor al presentar tanta potencia que el amplificador RF no puede tratar las señales débiles en presencia de otras más fuertes. El otro tipo es la intermodulación. Dos señales fuertes generan una tercera y esta es la que llega al localizador.

La falta de canales es un gran inconveniente. Tan solo existen 40 frecuencias ILS y dado que cada pista necesita una frecuencia propia, un aeropuerto con múltiples ILS requiere una frecuencia para cada pista.

Mantener un Sistema ILS funcionando correctamente es caro y precisa mucho tiempo. El coste de las antenas es elevado. La precisión de senda de planeo se ve afectada por el plano que se encuentra en la dirección de la emisión. Por lo tanto, la construcción de edificios, puentes o carreteras puede hacer necesario la realización de reajustes para poder mantener la precisión requerida.

5. HERRAMIENTAS

5.1. Plataforma de Hardware

Como herramientas principales de hardware se han necesitado una Raspberry Pi a modo de receptor, y un dispositivo RTL-SDR, encargado de recibir las señales emitidas por las estaciones transmisoras.

5.1.1. Raspberry Pi

La Raspberry Pi es un ordenador de placa reducida (en inglés Single Board Computer o SBC) de bajo coste desarrollado por la Fundación Raspberry Pi de la Universidad de Cambridge (Reino Unido) en 2011. Tenía como finalidad la fomentación de la enseñanza informática en los colegios.

El sistema operativo por defecto de la Raspberry Pi es Raspbian, una versión de Linux basado en Debian. Es un sistema operativo de código abierto que permite sacar el máximo partido del ordenador para aplicaciones estándar. Existen numerosos sistemas operativos soportados por la Raspberry Pi que serán útiles según las funcionalidades que se deseen. Entre los más populares se encuentran OpenELEC, OSMC, Windows 10 IoT Core o Arch Linux.

Desde su aparición en el mercado en 2012, se han desarrollado 4 modelos: Raspberry Pi Modelo 1 (A, B y B+), Raspberry Pi Modelo 2 (A y B), Raspberry Pi Modelo 3 (A, B y B+) y Raspberry Pi Zero.

El modelo empleado para este proyecto es la Raspberry Pi 3 Modelo B, el último lanzado a momento de inicio del trabajo y el que satisfacía las necesidades requeridas. Las principales características de esta tarjeta [27], y señaladas en la Figura 13 son:

- SoC: Broadcom BCM2837
- CPU: 4× ARM Cortex-A53, 1.2GHz
- GPU: Broadcom VideoCore IV
- RAM: 1GB LPDDR2 (900 MHz)
- Red: 10/100 Ethernet, 2.4GHz 802.11n wireless
- Bluetooth: Bluetooth 4.1 Classic, Bluetooth Low Energy
- Almacenamiento: microSD
- GPIO: 40-pin header
- Interfaces externas: HDMI, 3.5mm analogue audio-video jack, 4× USB 2.0, Ethernet, Camera Serial Interface (CSI), Display Serial Interface (DSI)

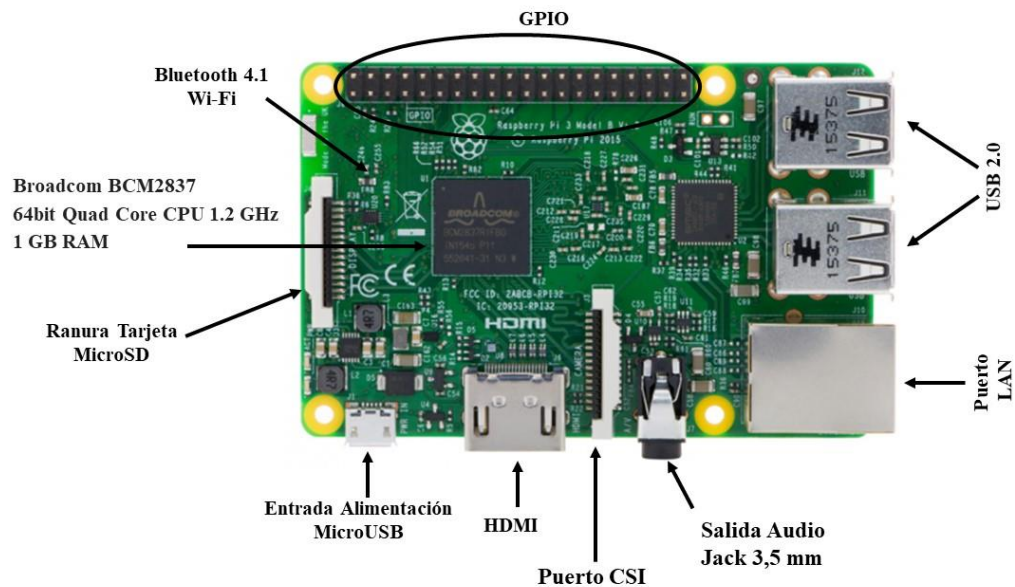


Fig. 13 Vista en planta de la tarjeta Raspberry Pi 3 Modelo B

5.1.2. Dispositivo RTL-SDR

The Wireless Innovation Forum define Software Defined Radio como: "Radio en la que algunas o todas las funciones de la capa física están definidas por software" [28].

A diferencia de los dispositivos de radio tradicionales basados en hardware con limitación de funcionalidad cruzada y solo modificables mediante intervención física, la radio definida por software permite agregar nuevas características y capacidades inalámbricas a los sistemas de radio existentes sin requerir hardware nuevo. Esto la convierte en una solución eficiente y económica. Sus principales ventajas son la facilidad de actualización, interoperabilidad, reutilización de frecuencias y su bajo coste.

El dispositivo utilizado es el RTL2832U, de la marca NooElec. Sus principales características son:

- COFDM
- Soporta múltiples frecuencias intermedias (4.57MHz or 36.167MHz) e inversión de espectro
- Incluye soporte Radio (FM/DAB/DAB+)
- Incluye ISDB-T(SBTVD-T) 1-Seg
- Circuitos de cancelación de ruido
- Circuitos de rechazo de interferencia co-canal
- 7-bit ADC para la medida de señales RF
- Puerto infrarrojo para el control remoto
- Protocolos soportados: Microsoft RC6 protocol, NEC, Sony, SIRC, RC-5 protocol
- 8 puertos I/O
- Interfaz USB 2.0

5.2. Plataforma de Software

En cuanto a las herramientas de software empleadas, se ha necesitado instalar en la Raspberry Pi el sistema operativo Raspbian, GNU Radio y el software RTL-SDR para la radio y MATLAB para la simulación.

5.2.1. Raspbian

Raspbian es un sistema operativo basado en la distribución de GNU/Linux Debian. Es el sistema operativo oficial de la Raspberry Pi al estar optimizado para su hardware que sigue una arquitectura ARM. Sin embargo, no está afiliado a la Raspberry Pi Foundation, fue creado por un grupo de programadores fans de la Raspberry Pi y el Proyecto Debian.

Existen dos versiones de Raspbian:

Raspbian Pixel: versión completa con entorno gráfico (menús, fondos de pantalla, iconos, ventana...) como se observa en la Figura 14. Es el más utilizado por los usuarios.

Raspbian Lite: versión reducida sin entorno gráfico. Es empleado por usuarios avanzados cuyo propósito es utilizar la Raspberry Pi como servidor.

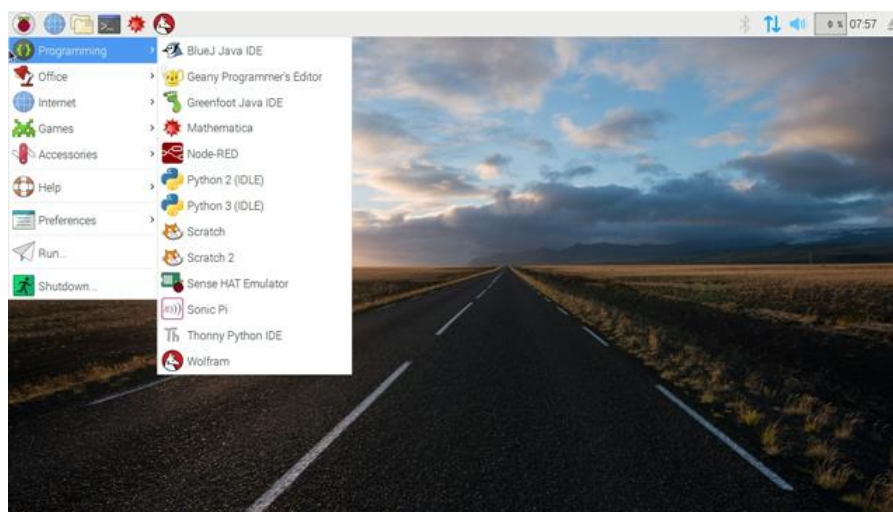


Fig. 14 Sistema Operativo Raspbian Pixel [29]

5.2.2. GNU Radio

“GNU Radio es un juego de herramientas de desarrollo de software libre y de código abierto que proporciona bloques de procesamiento de señal para implementar radios de software. Puede utilizarse con hardware de RF de bajo costo para crear radios definidas por software, o sin hardware en un ambiente de simulación. Se usa en entornos de aficionados, de académicos y comerciales para la investigación de comunicaciones inalámbricas y sistemas de radio reales”[30].

GNU Radio Companion, conocido como GRC, es “un lenguaje de programación visual de código libre para el procesamiento de señales utilizando la biblioteca de GNU Radio” [31]. Se trata de programación visual, por lo que se pueden construir aplicaciones para GNU Radio sin tener conocimientos de Python o C++.

5.2.3. Software RTL-SDR

Este software contiene la librería `librtlsdr` y una serie de herramientas de comando como: `rtl_test`, `rtl_sdr`, `rtl_tcp` y `rtl_fm`. Estas herramientas utilizan la librería para asegurarse que existen dispositivos RTL-SDR conectados y para realizar funciones básicas de transferencia de datos hacia y desde el dispositivo. Una de las ventajas de este software es que permite varias opciones de comunicarse con el hardware.

5.2.4. MATLAB

MATLAB es un programa de software matemático con entorno de desarrollo integrado y que cuenta con lenguaje de programación propio. Permite la manipulación de matrices, dibujo de funciones y datos, implementación de algoritmos etc. La versión empleada en este proyecto es MATLAB R2016b.

6. DESARROLLO

6.1 Generación de señales ILS

La generación de las señales de ILS es distinta comparada con la mayoría de las señales AM. El proceso, explicado según [20], se divide en dos partes, la primera es la modulación en sí, y la segunda es la modulación espacial. Mientras que la modulación espacial es particular de cada subsistema, la primera modulación se realiza de la misma manera en el localizador y en la senda de planeo, difiriendo solo en la banda de frecuencias asignadas y la cantidad de potencia asignada a cada señal.

La Figura 15 muestra el circuito utilizado para la generación de las señales durante la primera etapa del proceso.

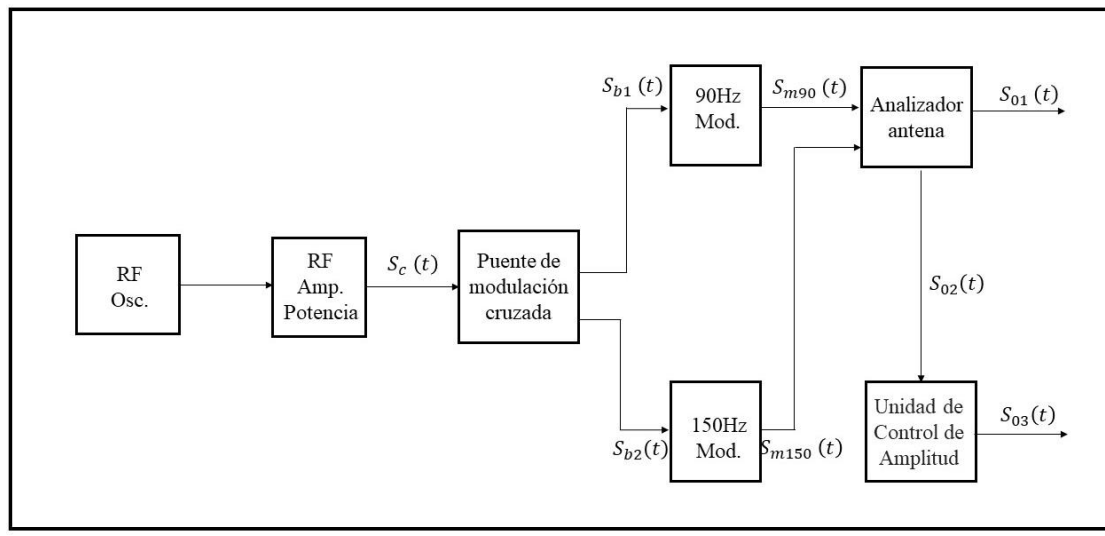


Fig. 15 Diagrama de bloques del transmisor

El transmisor genera una señal continua con la frecuencia portadora. Esta señal tiene la forma:

$$S_c(t) = A_c \cos(w_c t) \quad (1)$$

donde A_c es la amplitud de la señal y w_c es la frecuencia en radianes.

La señal portadora se introduce en el modulador de RF y de este pasa al puente de modulación cruzada, donde se divide la señal en dos partes iguales; cada una de ellas conteniendo la mitad de potencia de la señal original.

$$S_{b1}(t) = S_{b2}(t) = 0.707A_c \cos(w_c t) \quad (2)$$

Estas partes son enviadas a un modulador donde son moduladas en amplitud cada una a una frecuencia distinta, 90 Hz o 150 Hz. La salida de los moduladores tiene la forma:

$$S_m(t) = [K_1 \cos(w_m t) + K_2] \cos(w_c t) \quad (3)$$

donde K_1 y K_2 son constantes del sistema y w_m es la frecuencia en radianes del tono modulador.

En el analizador de antenas, las salidas de cada modulador se combinan para dar lugar a:

$$S_{01}(t) = S_{m90}(t) + S_{m150}(t) = K_3 \{ \cos[(w_c + w_{90})t] + \cos[(w_c - w_{90})t] + \cos[(w_c + w_{150})t] + \cos[(w_c - w_{150})t] \} + K_4 \cos(w_c t) \quad (4)$$

y

$$S_{02}(t) = S_{m90}(t) - S_{m150}(t) = K_3 \{ \cos[(w_c + w_{90})t] + \cos[(w_c - w_{90})t] - \cos[(w_c + w_{150})t] - \cos[(w_c - w_{150})t] \} \quad (5)$$

Ambas señales son de doble banda lateral, aunque $S_{02}(t)$ contiene tan solo tiene componentes laterales mientras que $S_{01}(t)$ además tiene componente portadora. El espectro de cada señal puede verse en la Figura 16:

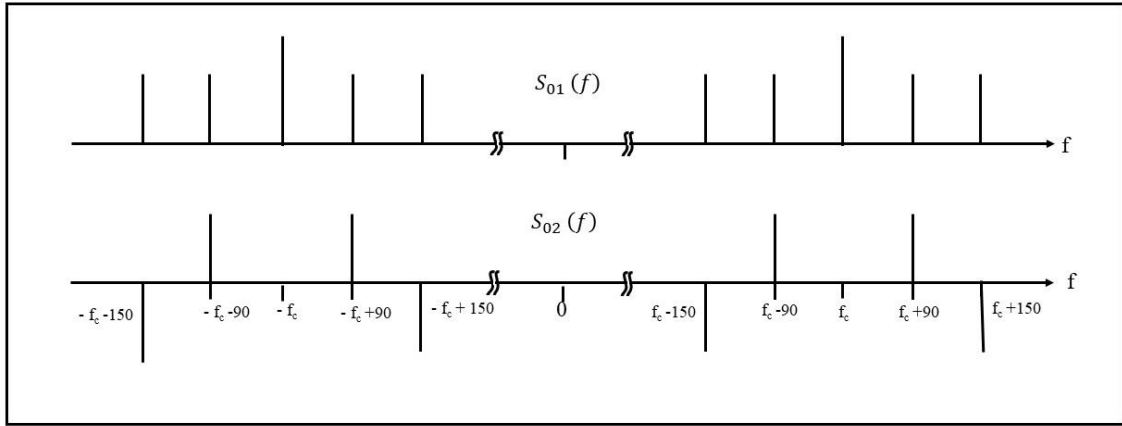


Fig. 16 Espectro de las señales S_{01} y S_{02}

A la salida del analizador de antenas, la señal $S_{02}(t)$ entra en una Unidad de Control de Amplitud (ACU) para controlar la cantidad de potencia transmitida. La salida es una versión escalada de $S_{02}(t)$:

$$S_{03}(t) = K_5 S_{02}(t) \quad (6)$$

La modulación espacial sucede cuando dos o más señales, procedentes de distintas antenas emisoras, se combinan en el espacio. El método empleado por el localizador y la senda de planeo son diferentes notoriamente por lo que deben realizarse análisis por separado.

El localizador desarrolla un patrón de radiación sumando las señales obtenidas de las distintas antenas. Dada la complejidad de la modulación espacial, se limitará el estudio al caso de un array de dos antenas.

El circuito empleado para distribuir la energía de las señales a las antenas es el dibujado en la Figura 17:

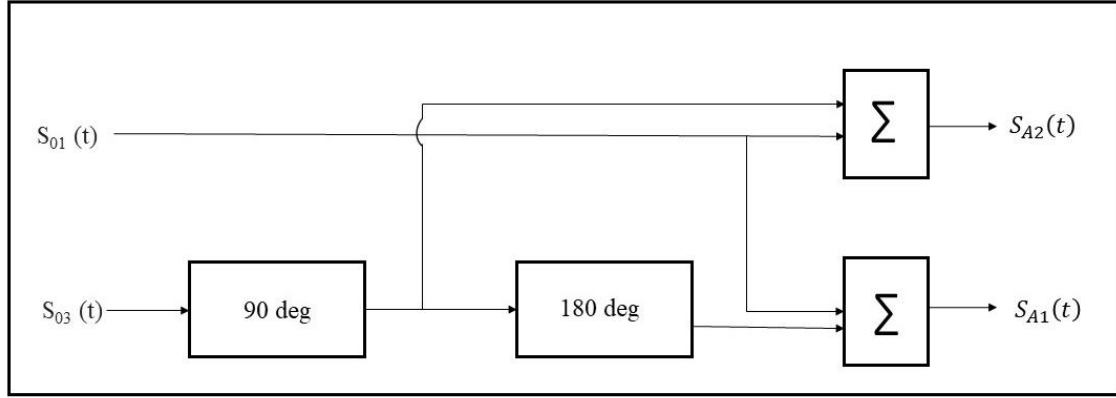


Fig. 17 Circuito de distribución

Las señales $S_{01}(t)$ y $S_{03}(t)$, salidas finales de la modulación, sirven de entrada del circuito de distribución donde versiones ajustadas en fase de estas señales se suman para dar lugar a:

$$S_{A1}(t) = S_{01}(t)\angle 0deg + S_{03}(t)\angle 270deg \quad (7)$$

y

$$S_{A2}(t) = S_{01}(t)\angle 0deg + S_{03}(t)\angle 90deg \quad (8)$$

Dado que $S_{03}(t)\angle 270deg = -S_{03}(t)\angle 90deg$, la ecuación previa puede escribirse como:

$$S_{A1}(t) = S_{01}(t)\angle 0deg - S_{03}(t)\angle 90deg \quad (9)$$

Las señales $S_{A1}(t)$ y $S_{A2}(t)$ alimentan las antenas 1 y 2 respectivamente. Estas antenas se encuentran a ambos extremos del final de la pista de aterrizaje.

La señal en un punto del espacio es la suma algebraica de la suma de las señales emitidas por las antenas 1 y 2. En el punto P_0 , ambas señales llegan con la misma relación de fase con la que fueron transmitidas, esto sucede porque las dos recorren exactamente la misma distancia. La señal en P_0 puede ser descrita como:

$$S_{p0}(t) = K_1 S_{A1}(t) + K_2 S_{A2}(t) \quad (10)$$

donde K_1 y K_2 son factores de atenuación causados por la propagación.

Dado que la distancia de las antenas al punto P_0 es la misma, K_1 y K_2 también serán iguales. Con esto, la expresión queda reducida a:

$$S_{p0}(t) = 2K S_{01}(t) \quad (11)$$

Recordando el espectro de frecuencia de la señal $S_{01}(t)$, se demuestra que esta señal contiene la misma cantidad de modulación a 90Hz y 150Hz. La DDM, definida por la OACI como “el porcentaje de profundidad de modulación de la señal más grande menos el porcentaje profundidad de modulación de la señal más pequeña, dividida por 100” [32], en este caso es cero. Esta afirmación será válida en todos los puntos de la línea central de la pista.

En el punto P_1 , la distancia a la antena 1 es menor que la existente a la antena 2. Asumiendo que esta distancia es mucho mayor que la que separa ambas antenas y que K_1 y K_2 son aproximadamente iguales, la señal en el punto P_1 se convierte en:

$$S_{p1}(t, \beta) = K_1 S_{A1}(t) \angle -\phi = K_2 S_{A2}(t) \angle +\phi \quad (12)$$

donde $\phi = 360 \sin(\beta)/\lambda$ y λ es la longitud de onda.

Sustituyendo las ecuaciones previamente obtenidas para $S_{A1}(t)$ y $S_{A2}(t)$ obtenemos:

$$S_{p1}(t, \beta) = K S_{01}(t) \angle (0 - \phi) \text{deg} + S_{01}(t) \angle (0 + \phi) \text{deg} + S_{03}(t) \angle (90 + \phi) \text{deg} + S_{03}(t) \angle (270 - \phi) \text{deg} \quad (13)$$

Que puede ser reducida a:

$$S_{p1}(t, \beta) = 2K [\cos(\phi) S_{01}(t) - \sin(\phi) S_{03}(t)] \quad (14)$$

Un análisis equivalente en el punto P_2 nos lleva a la expresión:

$$S_{p2}(t, -\beta) = 2K [\cos(\phi) S_{01}(t) + \sin(\phi) S_{03}(t)] \quad (15)$$

Estas dos últimas ecuaciones revelan que en el punto P_1 el componente de 150Hz es superior al de 90Hz. Lo contrario sucede en el punto P_2 . Cuando $\phi = 0$, comprobamos que estas ecuaciones se reducen a la situación de P_0 , tal y como se espera. En general, el cursor del localizador está diseñado de tal manera que la DDM aumenta linealmente con β . Todos los ILS están diseñados de tal manera que la modulación en 150Hz predomina a la derecha del centro mientras que la de 90Hz se impone en el lado izquierdo.

El análisis para la senda de planeo es similar. Se utilizan dos antenas para generar el patrón de radiación. La señal en el punto P será la suma de las señales recibidas de cada antena y puede ser descrita como:

$$S_p(t, \theta) = 2K [\sin(\phi) S_{01}(t) \angle -90 \text{deg} - \sin(2\phi) S_{03}(t) \angle -90 \text{deg}] \quad (16)$$

6.2. Simulación de ILS

Ante la imposibilidad de obtener verdaderas señales ILS generadas en el aeropuerto, se han utilizado los datos teóricos del apartado previo para realizar una simulación. En primer lugar se parametrizan las ecuaciones en MATLAB para generar las señales ILS, se realizará la modulación en dos fases como se establece en la teoría y finalmente se hará la demodulación de estas señales y comprobará el funcionamiento del sistema. Se empleará el valor de la DDM como parámetro para determinar si este es correcto.

6.2.1. Generación de señales en MATLAB

Para la generación de las señales en MATLAB, se han seguido los pasos detallados en el apartado anterior, dando los valores indicados a los parámetros de las ecuaciones. En el caso de las constantes y amplitudes el valor establecido será uno a no ser que se indique específicamente lo contrario.

En primer lugar se analiza el localizador. La frecuencia portadora es 108.9 MHz que corresponde con w_c . El rango de frecuencias del localizador es de 108 a 112 MHz, siendo 108.3 MHz el primer valor utilizado en práctica pues los primeros están reservados para pruebas. La profundidad de modulación del localizador es del 20%.

Con estos valores la señal inicial, indicada en la ecuación (1), pasa por un puente de modulación cruzada que la divide en dos señales idénticas. Sobre estas se realiza una modulación AM. Cada una es modulada con un tono distinto, 90 Hz y 150 Hz que serán los valores que tomen w_{90} y w_{150} respectivamente, siempre en radianes. La frecuencia de muestreo, F_s , es de 240 MHz. Las salidas de esta modulación corresponden a las ecuaciones (4) y (5) y se muestran en la Figura 18:

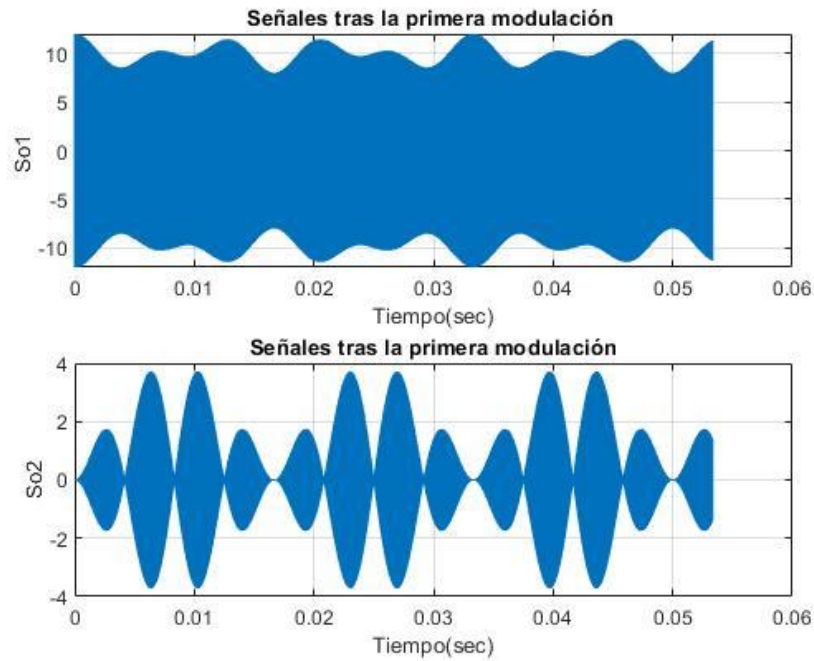


Fig. 18 Señales tras la primera modulación

Tras esta primera modulación, se realiza la modulación espacial. De las señales S_{01} y S_{02} , se obtienen S_{A1} y S_{A2} , dibujadas en la Figura 19, que resultan una suma de estas mismas desfasadas. Cada una de estas señales alimenta una antena.

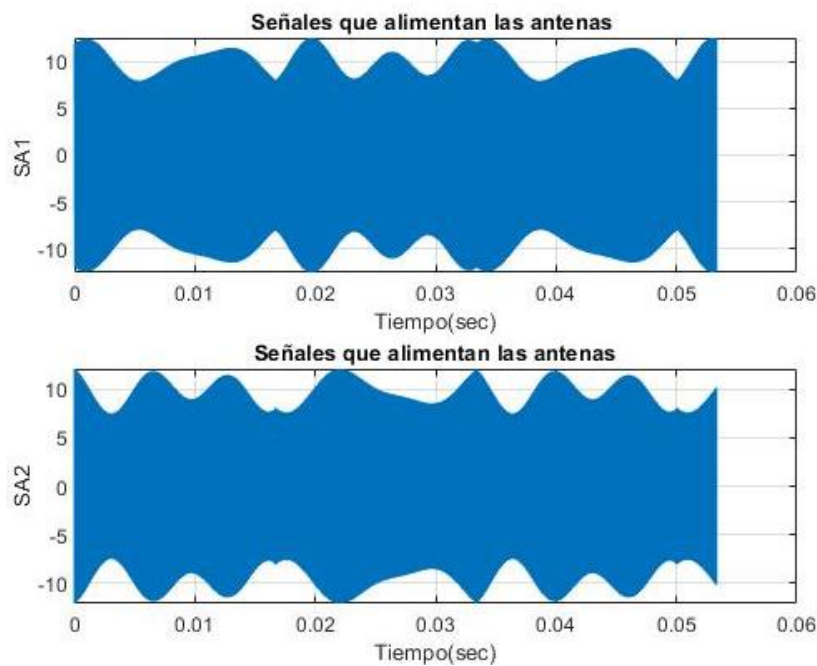


Fig. 19 Señales S_{A1} y S_{A2} que alimentan las antenas del localizador

Finalmente, las ecuaciones (11), (14) y (15) indican la señal resultante tras todo proceso de modulación en los distintos puntos respecto al eje de la pista. En estas ecuaciones, el parámetro variable será ϕ , que, según la relación indicada previamente, vendrá determinada por λ , la longitud de onda de la frecuencia 108.9 MHz y d , la distancia de ambas antenas al centro, y β , el ángulo que forma respecto al eje central de la pista.

En el caso de $\beta = 0$, las ecuaciones (14) y (15) se reducen a (11). Se comprueba en la Figura 20 que esto sucede y que las tres señales son idénticas.

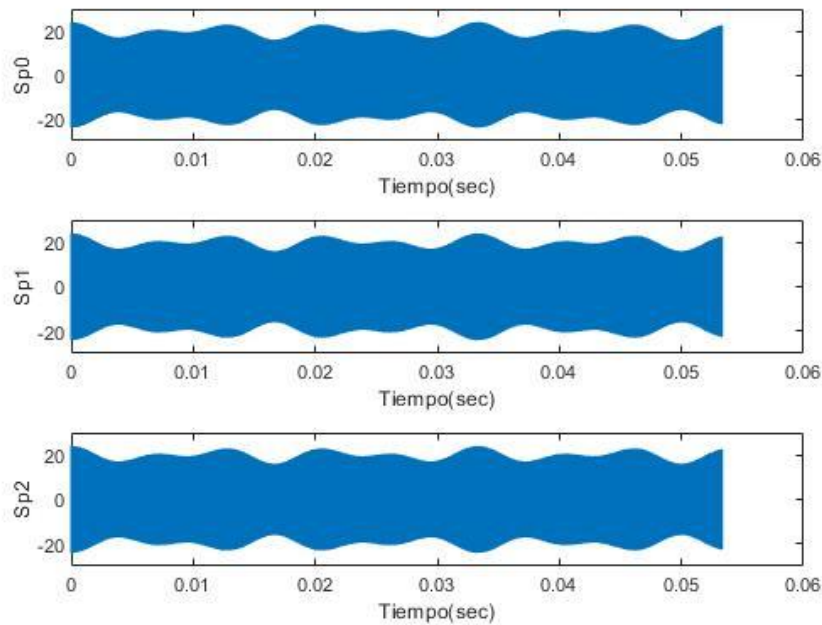


Fig. 20 Señales Sp_0 , Sp_1 y Sp_2 cuando $\beta = 0$

Los cálculos para la senda de planeo son análogos. El valor de la frecuencia portadora, w_c , es 329.3 MHz. Viene determinado por el valor elegido previamente para el localizador, existe una tabla que establece las parejas de frecuencias para localizador y senda de planeo. La profundidad de modulación de la senda de planeo es del 40%.

Como en el localizador, se realiza una primera modulación cuyas salidas son las mostradas en la Figura 21. La tasa de muestreo, F_s , se establece como 660 MHz para satisfacer el Teorema de Nyquist.

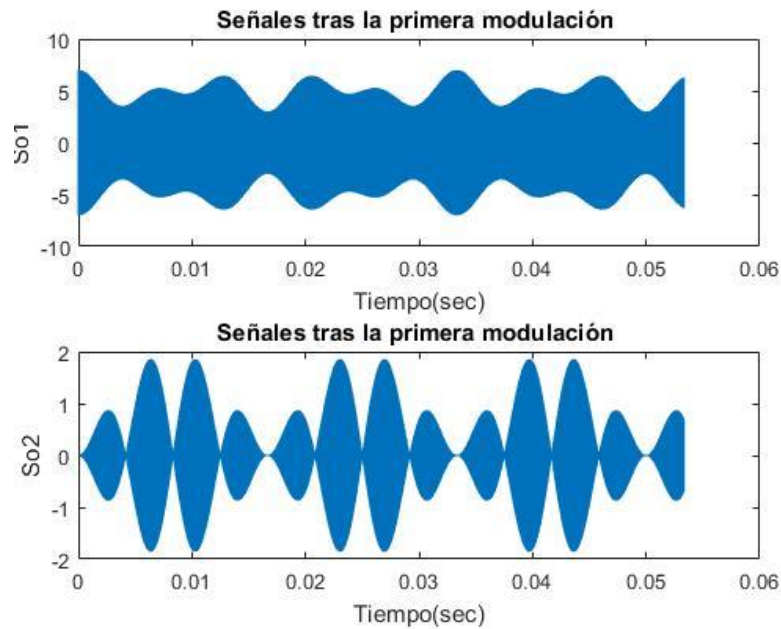


Fig. 21 Salidas de la primera demodulación

Tras esto se realiza la modulación espacial empleando las señales S_{01} y S_{02} , y obtenemos como salidas las señales mostradas en la Figura 22.

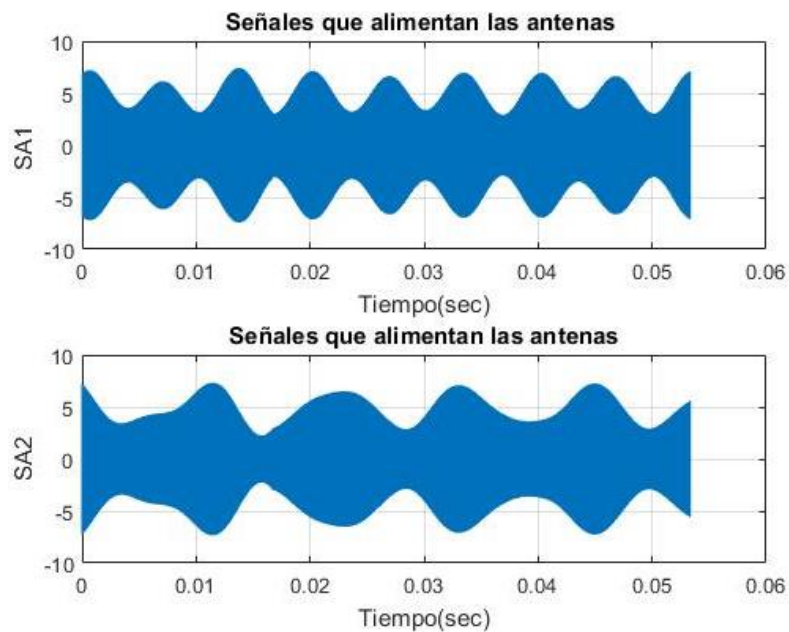


Fig. 22 Señales que alimentaran las antenas de la senda de planeo

Finalmente, la señal recibida según su posición respecto a la antena emisora vendrá definida por la ecuación (15). Esta ecuación está caracterizada por el valor ϕ y este a su vez por θ , el ángulo que forma la aeronave con la antena, λ , la longitud de onda de la frecuencia 329.3 MHz y h , la mitad de la altura de la antena emisora.

6.2.2. Demodulación de las señales ILS generadas en MATLAB

Una vez la modulación está terminada, se realiza una demodulación AM. Para ello se multiplica la señal por la misma portadora y posteriormente se pasa por un filtro paso bajo en el que se ha establecido la frecuencia de corte, f_c , como 12 MHz.

Tras esto, se filtra de nuevo para separar las componentes de 90 Hz y 150 Hz. Como hay una diferencia de orden de magnitud considerable, antes de este nuevo filtrado es necesario hacer un remuestreo de la señal, bajando la frecuencia a 12 kHz.

Finalmente, la DDM se calcula como la diferencia entre los valores medios de las componentes de 90 Hz y 150 Hz.

El proceso de demodulación es idéntico para el localizador y la senda de planeo. El parámetro variable es ϕ , y este viene condicionado por β y d en el caso del localizador, y θ y h para la senda de planeo. Se va a realizar un estudio de la variación de la DDM con estos parámetros con la finalidad de establecer el valor óptimo para ellos y posteriormente compararlos con los valores empleados en la realidad.

Comenzamos con localizador. β es el ángulo que forma la aeronave en un punto P con respecto al eje central de la pista. Se va a considerar en un primer momento el rango $[-50^\circ, 50^\circ]$. Este intervalo es superior a la cobertura proporcionada al localizador. La intención es observar el comportamiento general de la señal para luego reducir al intervalo deseado. Habiéndose supuesto un localizador formado por tan solo dos antenas para simplificar los cálculos, el parámetro d es la distancia en metros de cada antena al centro,

alineado con el eje central de la pista. En las Figuras 23 y 24 se muestra la evolución de la DDM con el ángulo según varían los valores de d . La separación de las gráficas es para facilitar su comprensión.

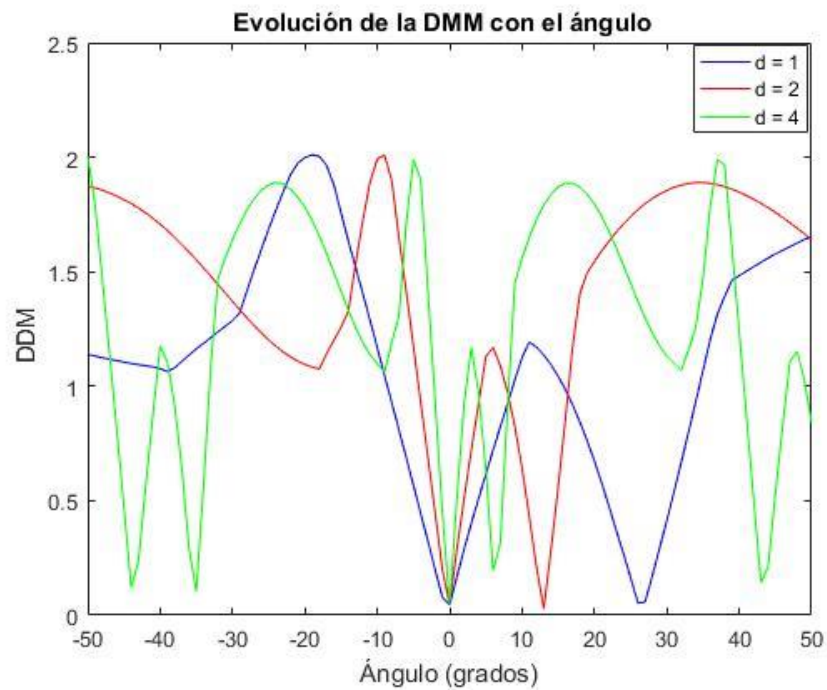


Fig. 23 Evolución de la DDM para distancias entre 1 y 4 metros

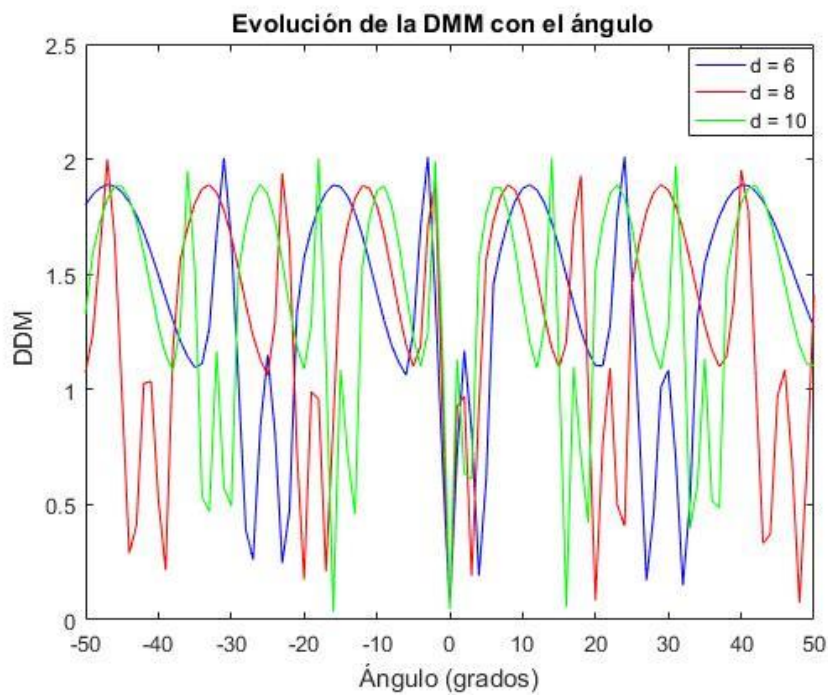


Fig. 24 Evolución de la DDM para distancias entre 6 y 10 metros

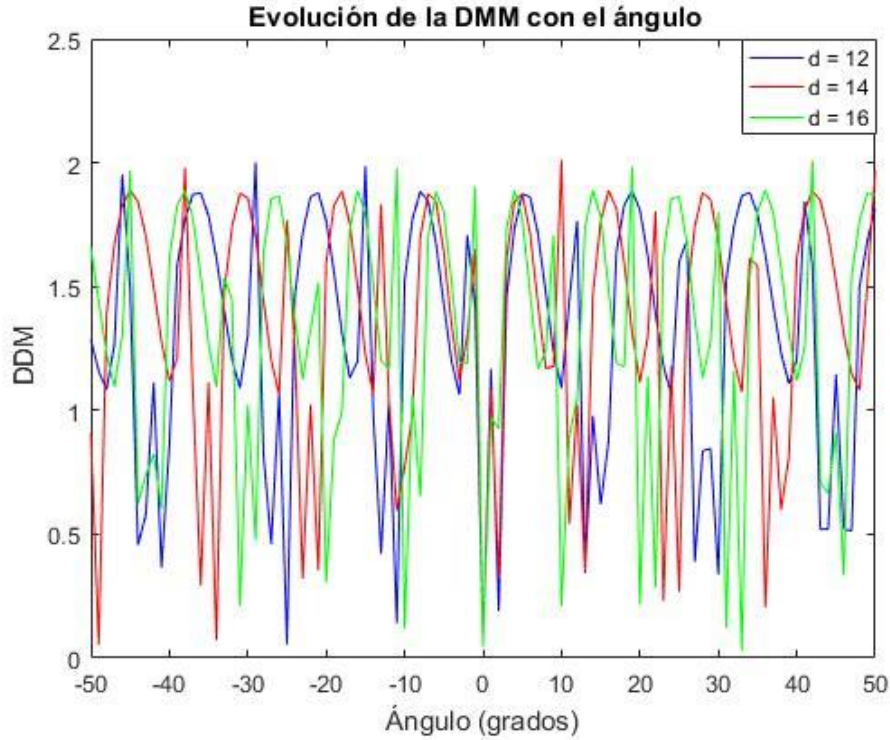


Fig. 25 Evolución de la DDM para distancias entre 6 y 10 metros

Puede observarse con facilidad que la señal es siempre la misma y tiene carácter periódico. La variación de la distancia afecta tan solo a la frecuencia. Esta aumenta conforme se incrementa el valor de d . En todos los casos observamos que para $\beta = 0$, caso en el que la aeronave está alineada con el eje central de la pista, la DDM es cero como se espera.

El ILS 420 es el equipo de tierra desarrollado por la empresa Thales para el sistema de aterrizaje por instrumentos. Se ha considerado como referencia para comparar el caso real con los datos obtenidos en simulación. En el manual técnico [33] se incluye la imagen que se muestra en la Figura 26. Se observa el parecido con las señales obtenidas en las figuras previas, la forma sinusoidal acompañada de otras dos más pequeñas, que en nuestro caso han adquirido una forma de pico.

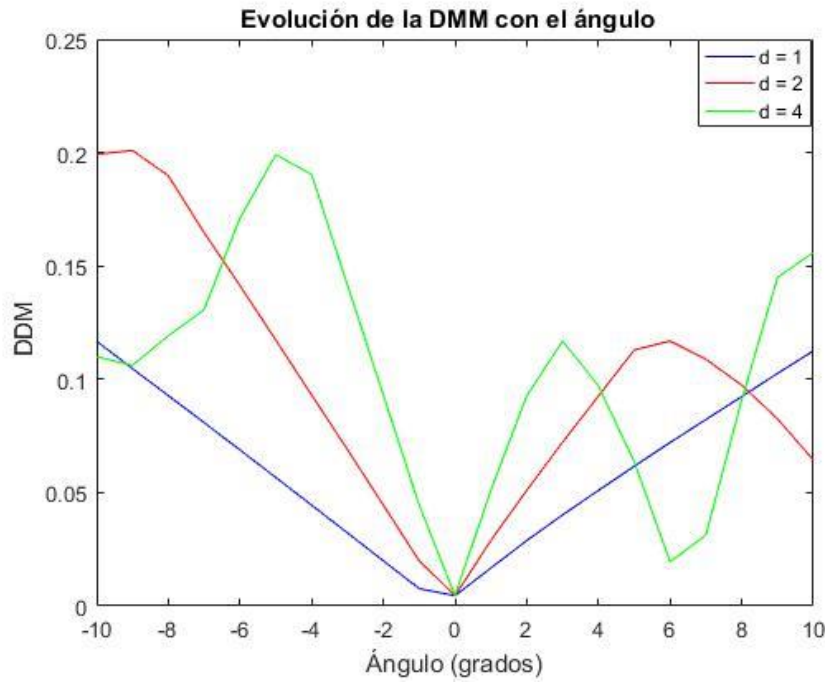


Fig. 27 Evolución de la DDM para distancias entre 1 y 4 metros

Se determina que el valor óptimo de d , distancia de cada antena al eje central, es 1 metro. Es la distancia que ofrece el mejor compromiso entre resolución y falsos positivos. Esto supone que la distancia entre ambas antenas es de 2 metros, correspondiéndose con el dato del caso real.

Se observa como la DDM tiende a cero según el ángulo disminuye, esto es, según la aeronave se aproxima al eje central de la pista. Los valores positivos de β se corresponden a la componente de 150 Hz y los negativos a la de 90 Hz.

Se han variado los valores de las constantes del sistema que se mencionaron al comienzo del capítulo obteniendo así una versión escalada que satisface las especificaciones teóricas de la DDM que no debe sobrepasar el valor de 0.155.

Para el estudio de la senda de planeo es necesario establecer el intervalo de θ . Dado que la senda de planeo proporciona guiado vertical θ tan solo podrá tomar valores positivos. El rango seleccionado es $[0^\circ, 90^\circ]$. El parámetro h es la mitad de la altura de la torre en la que se sitúan las antenas, medida en metros. Corresponde con la distancia a la que se encuentran las antenas entre ellas asumiendo una disposición simétrica. En las Figuras 28, 29 y 30 se muestra la evolución de la DDM con el ángulo para distintos valores de h .

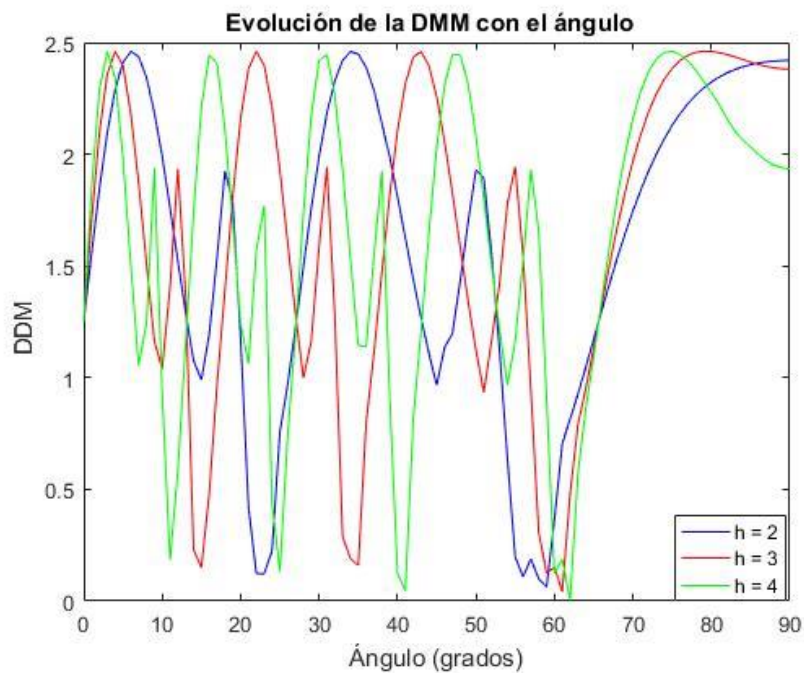


Fig. 28 Evolución de la DDM para h entre 2 y 4 metros

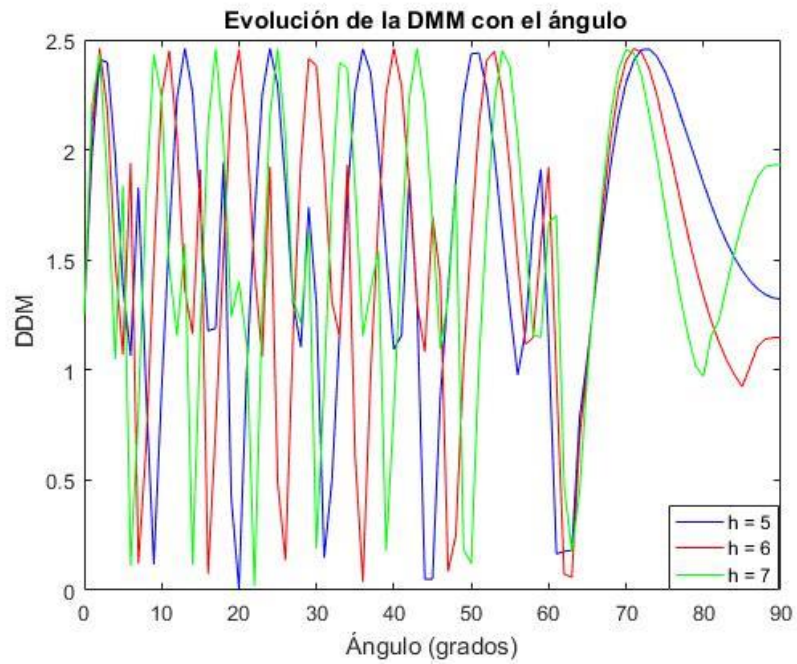


Fig. 29 Evolución de la DDM para h entre 2 y 7 metros

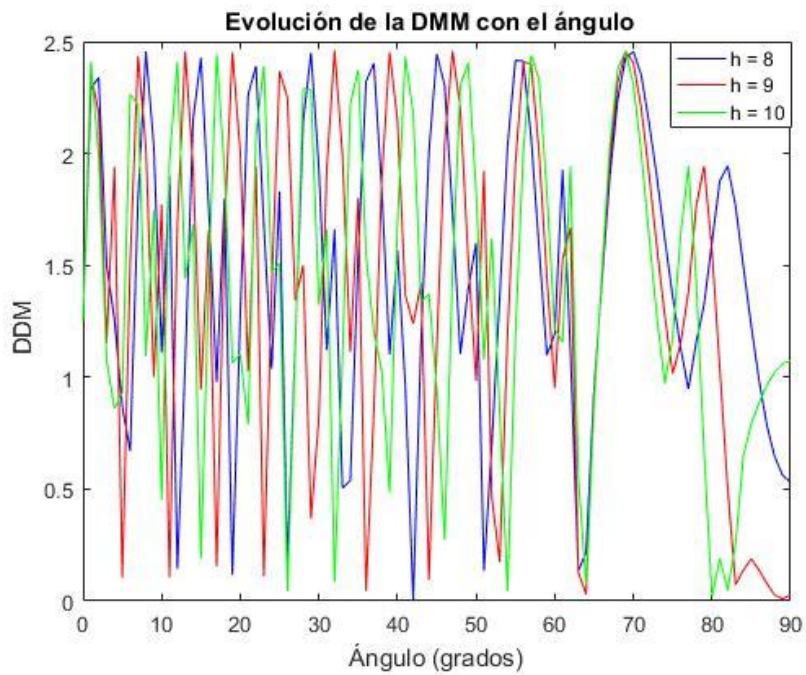


Fig. 30 Evolución de la DDM para h entre 8 y 10 metros

Como sucedía en el localizador la señal es la misma, es su frecuencia la que se ve incrementada según lo hace el valor de h . La señal tiene carácter periódico en los primeros

periodos, pero en el intervalo de $[60^\circ, 80^\circ]$, dependiendo del valor de h , este aspecto cambia y se observa como la función tiende a la estabilidad.

Los valores superiores de h son los que parecen cumplir con los valores de DDM esperados. En el localizador el valor nulo de la DDM se encontraba en 0° . En este caso, alcanzará el cero para el ángulo elegido para la senda. La cobertura de la senda de planeo viene determinada este ángulo, típicamente se establece como 3° . El intervalo se calcula multiplicando el ángulo por los coeficientes 0.45 y 1.75 para establecer el límite inferior y superior respectivamente. Con esto obtenemos cobertura para el rango $[1.35^\circ, 5.25^\circ]$. En la Figura 31 se muestra la evolución de la DDM entre 0° y 6° para los valores más grandes de h .

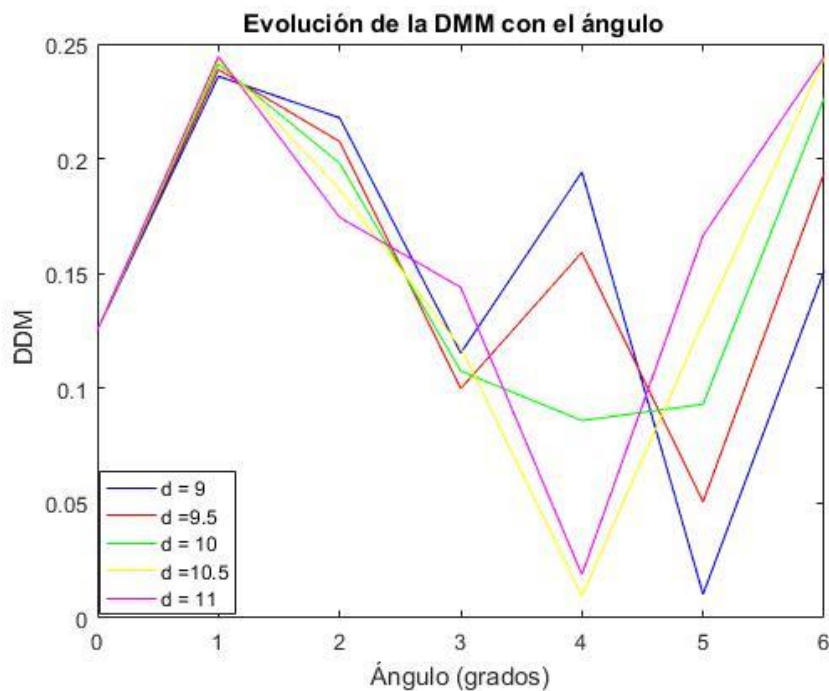


Fig. 31 Evolución de la DDM para h entre 9 y 11 metros

Se han calculado nuevos valores intermedios para aportar más información pues en este caso no encontramos un valor que cumpla todos los requerimientos necesarios. El valor teórico de la DDM para la senda de planeo no debe exceder los 0.175. Tras haber escalado la señal utilizando las variables del sistema, se aproxima a este valor aunque lo excede ligeramente entre 1.35° y 2° .

La evolución deseada de la DDM sería una disminución del valor desde 1.35° a 3° donde alcanzaría su mínimo. Esta zona representa una posición de la aeronave inferior a la necesaria, por lo que se debería disminuir la tasa de descenso. De 3° a 5.25° la DDM debería incrementar linealmente. Esta es la situación contraria, en la que la aeronave debería aumentar la tasa de descenso para aproximarse a la pendiente deseada.

Para $h = 10.5$ se observa la forma de V deseada, aunque converge en 4° en lugar de 3° como se espera. Para $h = 9.5$ se encuentra un mínimo en 3° pero el máximo se alcanza en 4° y no en 5.25° donde en este caso hay un mínimo.

El subsistema de la senda de planeo del ILS 420 tiene una altura de en torno a 20 metros. El parámetro h es la mitad de la altura total, que en este caso sería 10 metros. Los valores de h que tienen un mejor resultado se encuentran entre 9.5 y 10.5 metros. De nuevo tenemos una correspondencia en cuanto a las características físicas entre lo teórico y lo práctico. Los resultados obtenidos para la senda de planeo en cuanto al desempeño no son completamente satisfactorios, pero se acercan a considerablemente a la realidad.

6.3. Demodulación de señales ILS capturadas con el dispositivo SDR

El código implementado en el apartado anterior para la simulación de señales ILS se empleó para alimentar un generador de señales. Las señales emitidas fueron grabadas por el dispositivo SDR utilizando el programa SDRSharp. Con este estudio se pretende determinar la correspondencia entre simulación y caso práctico, estableciendo así el grado de desempeño del dispositivo SDR.

Las limitaciones técnicas y físicas del laboratorio no permitieron llevar a cabo una aproximación a la situación real, empleando dos generadores de señales a modo de antenas y capturando la emisión para distintos valores de distancia. Por esto los valores de d y h han sido introducidos como términos de la ecuación ya parametrizados.

Se estudia en primer lugar caso del localizador. Se mantienen todos los parámetros y variables intactos exceptuando la frecuencia portadora porque en el momento de la grabación de señal se observa que esta se encuentra centrada en torno a 109.75MHz en lugar de 108.9MHz como se había indicado.

Se calcula la evolución de la DDM con la variación del ángulo. En este caso el foco se sitúa directamente en los valores inferiores de d , de acuerdo con las conclusiones sacadas en el apartado previo. La gráfica obtenida es la mostrada en la Figura 32.

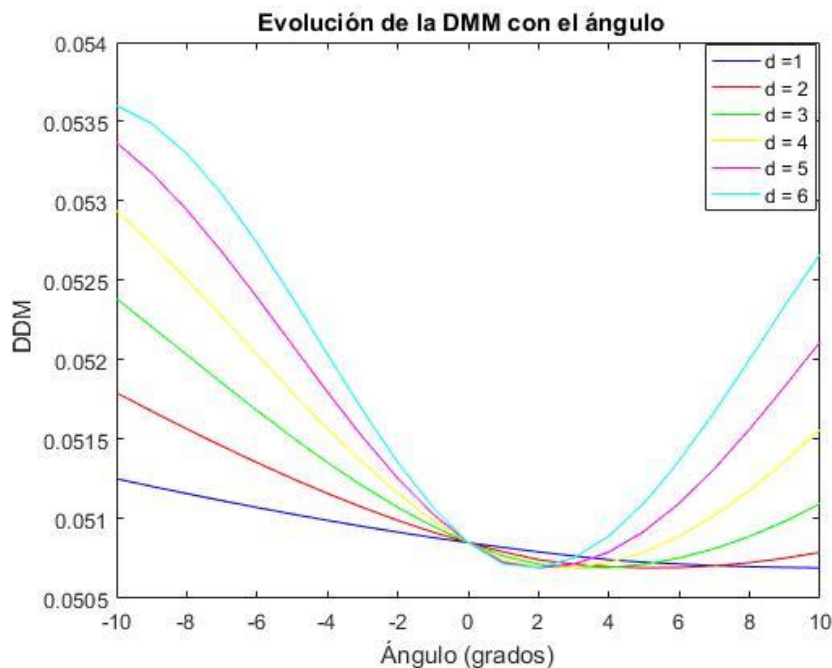


Fig. 32 Evolución de la DDM para d entre 1 y 6 metros

Si bien no se observa una V claramente definida, en los valores de d entre 3 y 6 si se aprecia el comportamiento deseado aunque este no sea completamente lineal. El mínimo absoluto no se encuentra en cero en ninguno de los casos, si no que se sitúa entre 1° y 2°. Existe una pérdida de precisión en el sistema receptor lo que provoca un margen de error de hasta $\pm 2^\circ$. En aproximaciones de tipo CAT III podría resultar un problema pues al encontrarse en una situación de altura y visibilidad tan limitadas, el sistema ILS es la única herramienta para realizar el aterrizaje y este desvío dificultaría el proceso.

Para la senda de planeo los resultados obtenidos en simulación no fueron completamente satisfactorios por lo que no se espera encontrar ahora ningún valor de h que cumpla con todos requisitos. De nuevo se mantienen los mismos valores para las variables excepto la frecuencia portadora que en este caso es 329.15 MHz, un valor más cercano al de simulación que en el caso del localizador. En la Figura 33 se muestran los resultados obtenidos para la DDM.

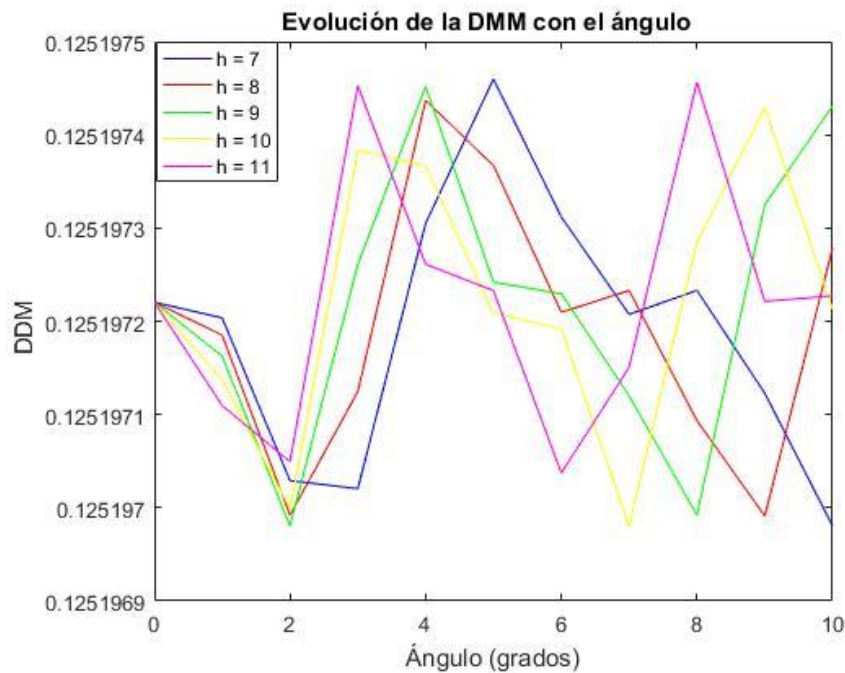


Fig. 33 Evolución de la DDM para h entre 7 y 11 metros

El ángulo elegido para la senda de planeo y en el que se encontrará el mínimo normalmente se encuentra entre 2.5° y 3° . Se observa que para la mayor parte de valores de h este ángulo es 2° . En el rango de cobertura, $[0.9^\circ, 3.5^\circ]$, la evolución de la DDM es correcta. Y aunque existe un desvío de 0.5° , considerable teniendo en cuenta el intervalo tan reducido, los resultados son mejores que en simulación. Se observa incluso que, reduciendo el valor de h hasta 7 metros, el mínimo se sitúa en torno a los 3° aunque la evolución no sea tan lineal.

Los resultados obtenidos en el proceso de demodulación muestran que el uso de un dispositivo SDR como parte del sistema receptor es adecuado. Tiene un buen desempeño pese a que es necesario profundizar en la reducción del margen de error obtenido.

6.4. Demodulación de señales ILS usando GNU Radio

Como ya se comentó previamente, no ha sido posible grabar verdaderas señales ILS empleando el dispositivo SDR. Las normativas de los aeropuertos son estrictas en este ámbito e impiden el grado de proximidad necesario para poder captar las señales con el sistema diseñado. Sin embargo, se encontró una página de internet en la que un usuario había grabado las señales del localizador utilizando dispositivos RTL-SDR al sobrevolar un aeropuerto estadounidense. Se va a emplear esta grabación para realizar un estudio de las características de verdaderas señales ILS [34].

En primer lugar, se diseña el circuito de la Figura 34 para observar el aspecto de la señal. Está formado por tres bloques:

- La fuente, en este caso un archivo grabado con el dispositivo SDR en formato .raw.
- El bloque *throttle* limita la tasa de transferencia efectiva de datos para evita la congestión de la CPU cuando se ejecuta del gráfico de flujo. Normalmente se iguala a la tasa de muestreo, pero en este caso se ha incrementado este valor para reducir el tiempo de espera pues la grabación tiene una duración considerable, alrededor de 20 minutos.
- El sumidero FFT que actúa como analizador de espectros haciendo una Transformada de Fourier en Término Reducido.

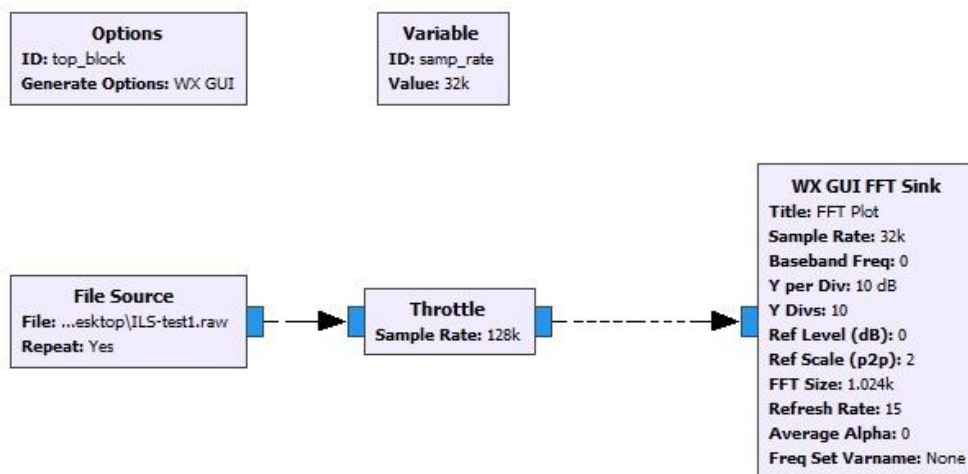


Fig. 34 Circuito para la visualización del espectro

Los datos fueron grabados utilizando un dispositivo SDR mientras sobrevolaba las inmediaciones del aeropuerto. En las Figuras 35 y 36 se puede apreciar como la señal gana fuerza según la aeronave se aproxima a la pista de aterrizaje, pasando de ser prácticamente imperceptible en esta primera a observarse un pico claramente definido. La señal se encuentra centrada en 0 kHz pues ha sido grabada en banda base.

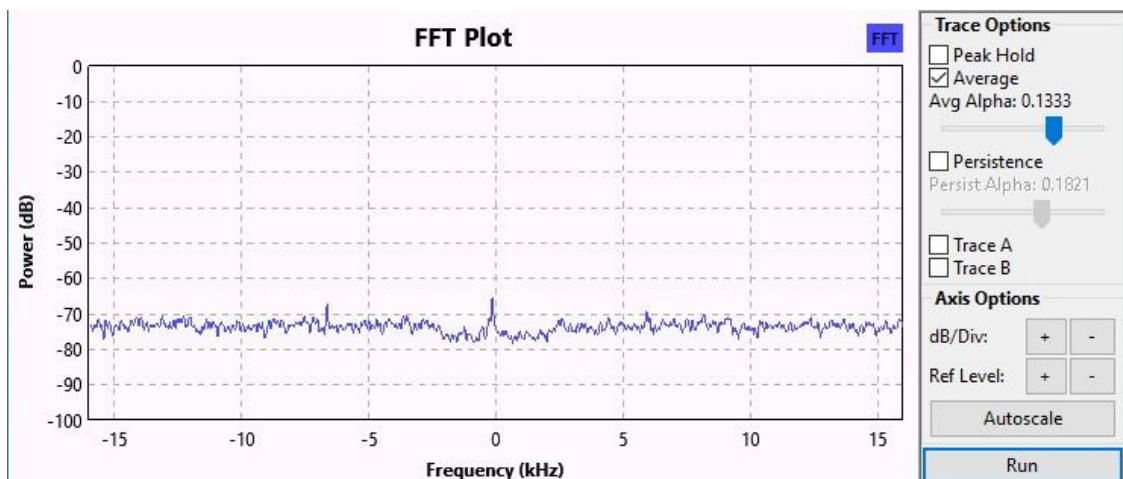


Fig. 35 La señal es casi inexistente aún por la distancia a la pista

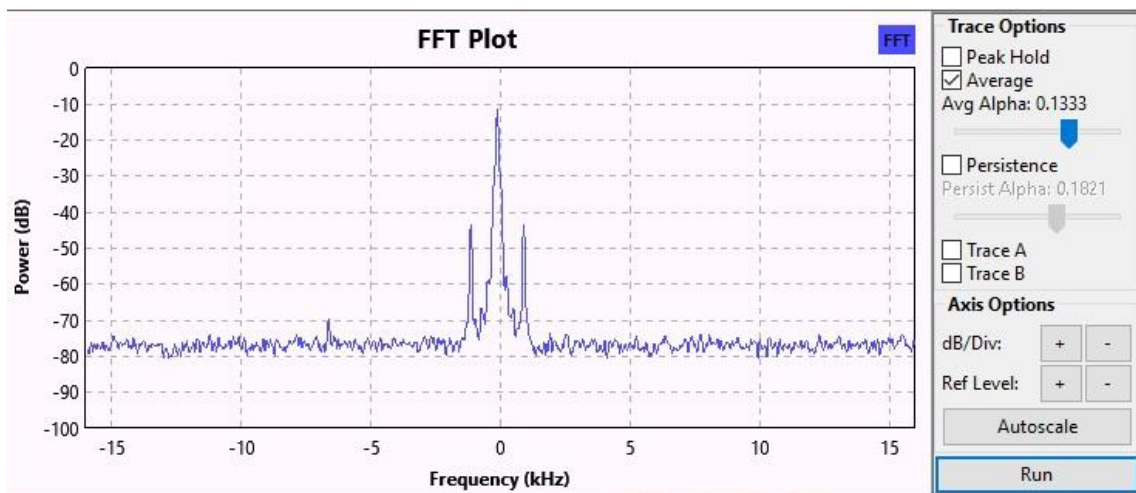


Fig. 36 La señal adquiere fuerza con la proximidad al subsistema del localizador

A continuación, se realiza un circuito para ver el aspecto de la señal tras la demodulación. Se trata de una demodulación AM simple. Se toma como base el circuito previo y se añaden:

- Un filtro paso bajo para el que se establece una frecuencia de corte de 1.5 kHz
- Un bloque de demodulación AM

La apariencia final del circuito es la mostrada en la Figura 37.

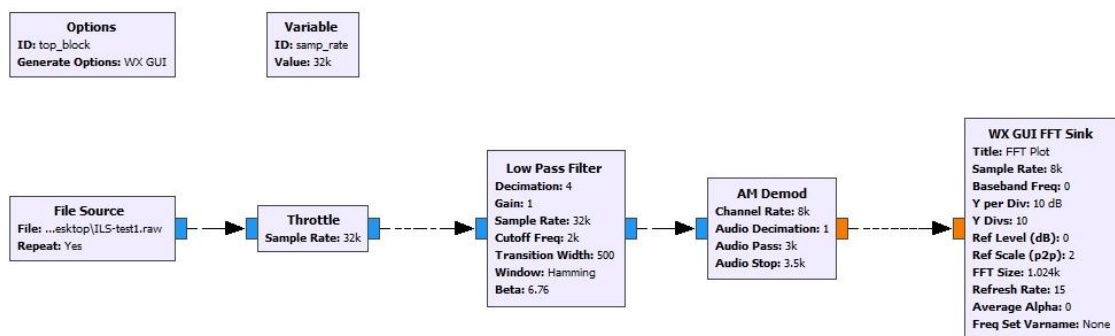


Fig. 37 Circuito de demodulación AM para la señal ILS

La Figura 38 es el resultado obtenido tras ejecutar el flujo. Se observan con claridad dos picos que corresponden con las componentes de 90 Hz y 150 Hz. A lo largo de la grabación la intensidad de estas va variando según su posición respecto a la pista de aterrizaje, siendo el valor máximo que alcanzan el mostrado en la figura.

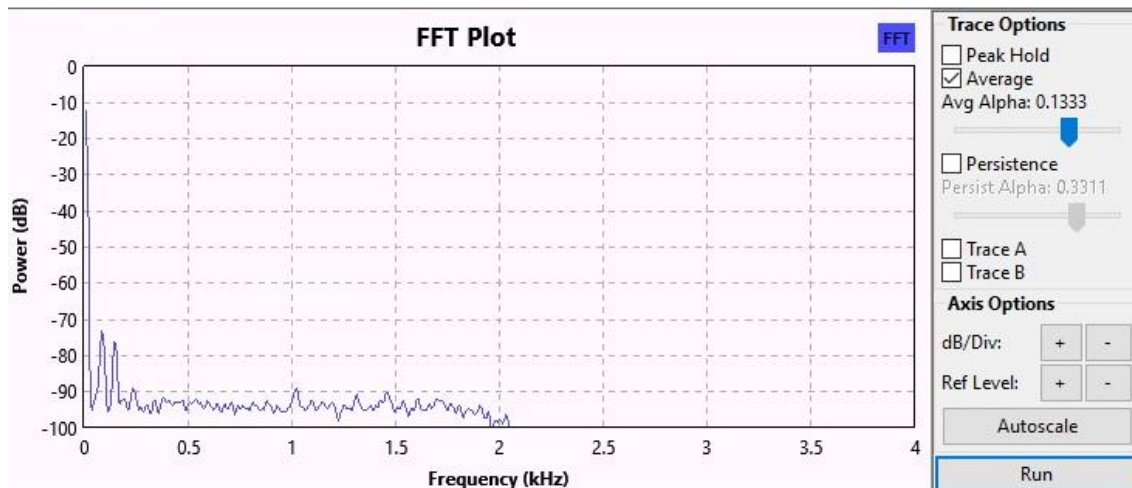


Fig. 38 Señal ILS tras la demodulación AM

Finalmente, se diseña el circuito completo de demodulación ILS siguiendo la teoría explicada previamente. A los elementos del circuito anterior que permitían llevar a cabo de demodulación AM se le añaden los siguientes elementos:

- Un bloque que bloquea la componente DC de una señal. Resulta especialmente útil tratando señales AM pues la magnitud de la envolvente siempre será positiva e introducirá por tanto un *offset* a la señal.
- Dos filtros paso banda, cuyos rangos de frecuencias están comprendidos entre [80,100] y [140,160] para separar las componentes de 90 Hz y 150 Hz respectivamente. Operan a 4 kHz.
- Un módulo de adición de señales.
- Un bloque que ofrece una representación visual del espectro de ambas señales según varían con el tiempo.
- Un bloque que convierte el flujo de datos completos en uno en punto flotante.
- Un módulo de sustracción de las componentes de 90 Hz y de 150 Hz.
- Un filtro paso bajo con frecuencia de corte de 1kHz
- Un bloque en el que se observará la diferencia de estas señales con el paso del tiempo, permitiendo determinar la que predomina en cada momento.

Con todo esto el resultado final del circuito de demodulación ILS es el mostrado en la Figura 39.

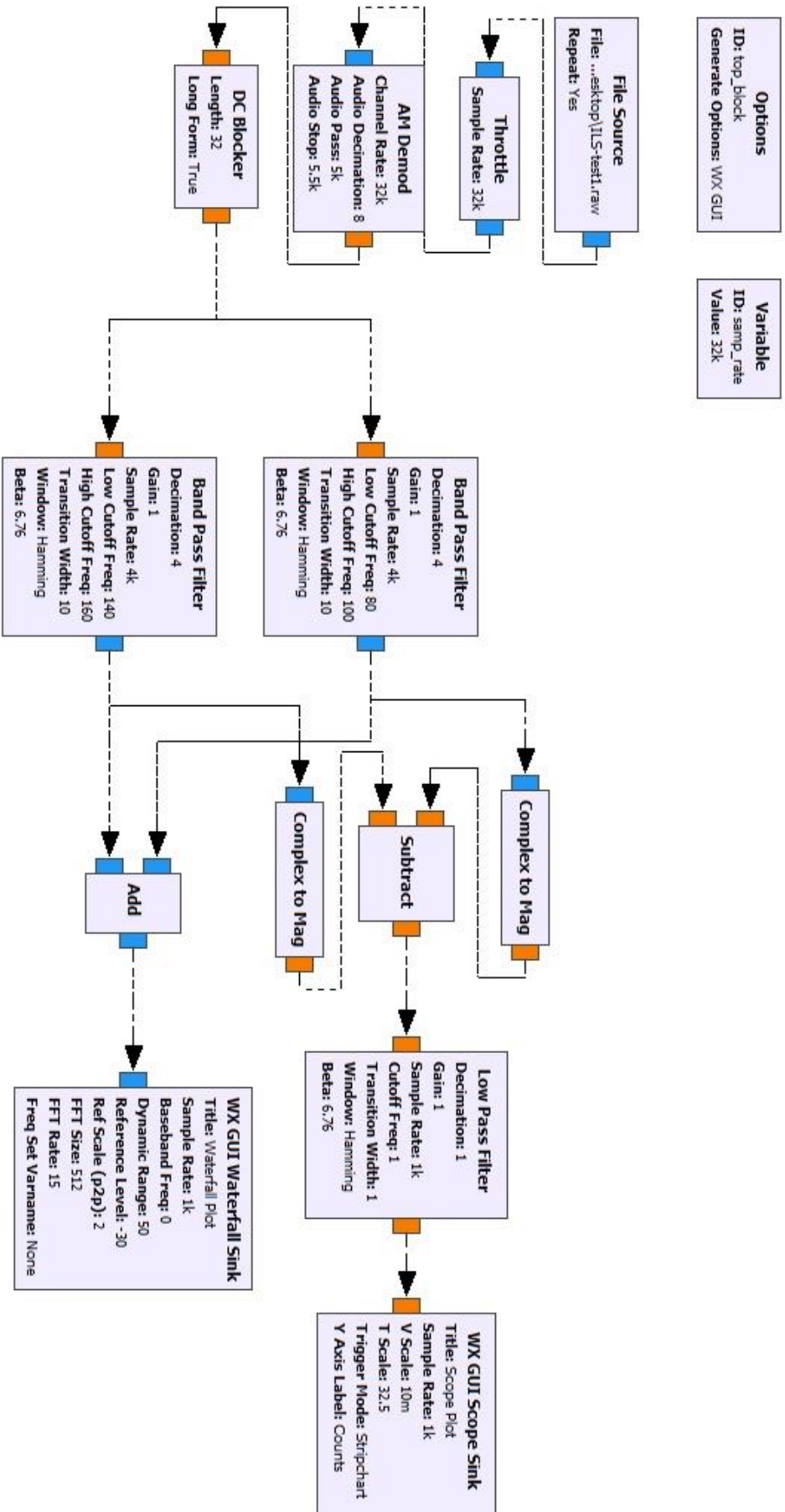


Fig. 39 Circuito de demodulación de señales ILS

La ejecución del diagrama de flujo da lugar a dos gráficas. La primera es un espectrograma, muestra la variación de las componentes de 90 Hz y 150 Hz con el paso del tiempo. La segunda representa la resta de ambas componentes. No equivale exactamente al valor numérico de la DDM, pero muestra la relación de predominancia de una componente sobre otra. Si el valor es positivo, la componente de 90 Hz es superior. Si por el contrario la gráfica toma valores negativos, la aeronave se encuentra en la zona en la que el tono de 150 Hz predomina. La corrección del curso deberá ser en este caso hacia la izquierda. Un valor nulo de la señal puede indicar dos cosas, o bien la aeronave se encuentra en línea con el eje central de la pista, siguiendo el curso deseado, o bien no se detecta la señal con suficiente intensidad.

A continuación, se muestran las capturas que se han realizado durante la ejecución en las que se observan los cambios de estado más representativos del proceso.

En la Figura 40 se comienza a observar una leve desviación hacia el cuadrante inferior. Esto coincide con el espectrograma, en el que se aprecia que la componente de 150 Hz tiene una mayor intensidad.

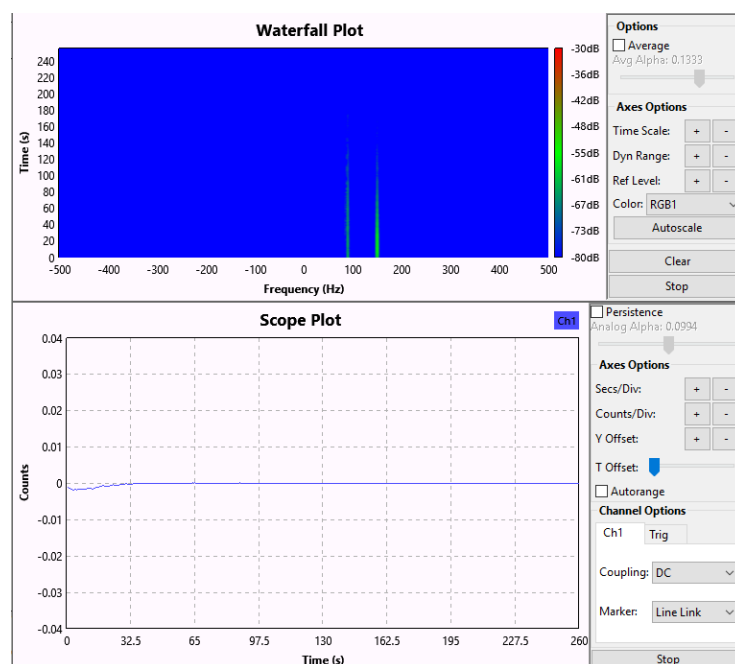


Fig. 40 Ejecución del circuito de demodulación de señales ILS

La Figura 41 representa el caso contrario. La componente de 90 Hz adquiere fuerza por lo que la señal comienza a incrementar su valor considerablemente.

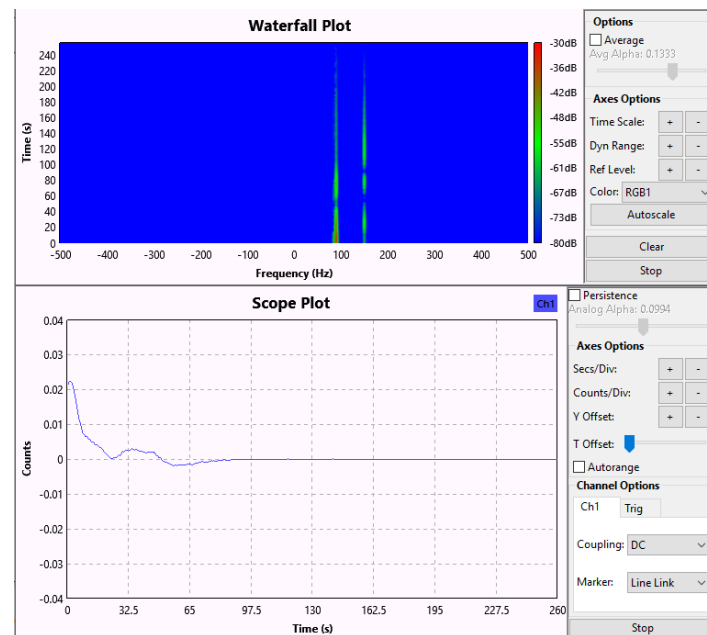


Fig. 41 Ejecución del circuito de demodulación de señales ILS

El avión realiza un giro importante lo que hace que la señal sufra un cambio brusco. Se observa en la Figura 42 cómo la señal que tenía un carácter claramente positivo decrece rápidamente. Esto se ve respaldado por la gran intensidad que tiene la componente de 150 Hz en el espectrograma.

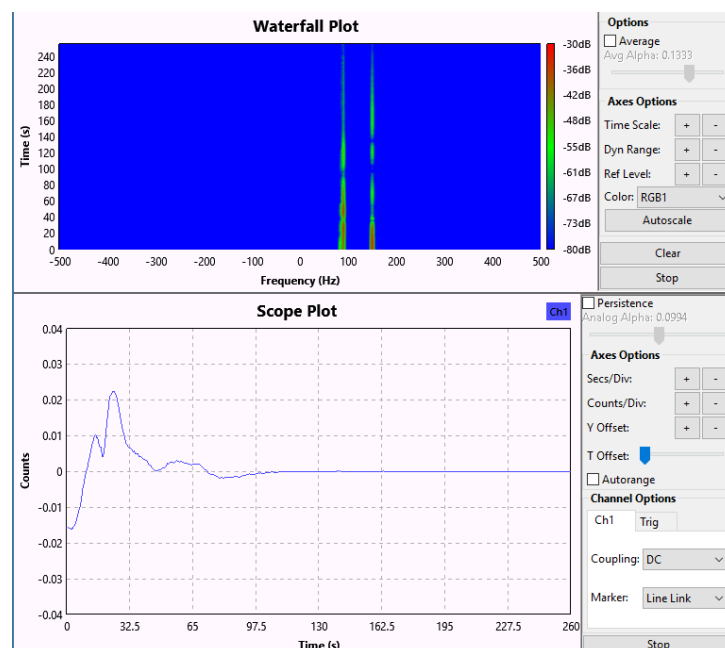


Fig. 42 Ejecución del circuito de demodulación de señales ILS

Tras haber estado situada la aeronave a la izquierda del eje central, se observa en la Figura 43 una corrección del curso, alineándose así con la pista.

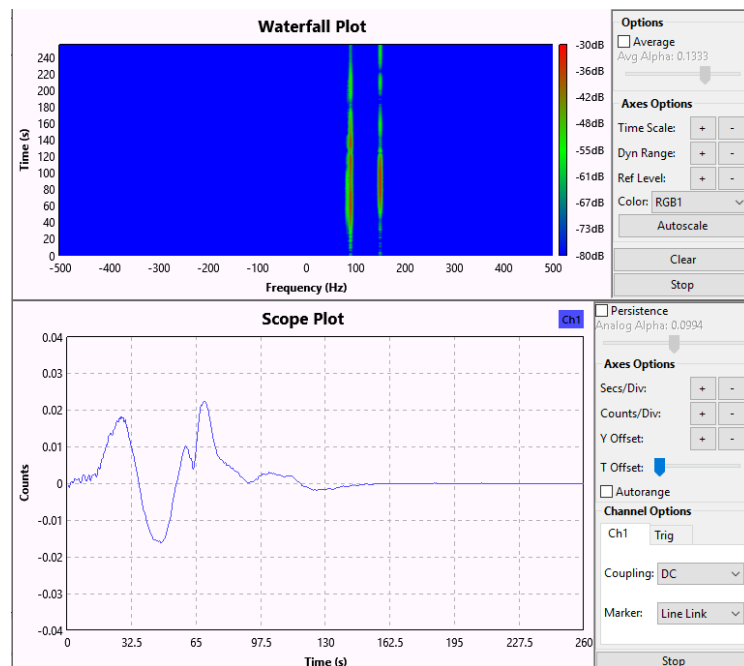


Fig. 43Ejecución del circuito de demodulación de señales ILS

Después de haber sobrevolado el subsistema del localizador, la señal pierde potencia hasta que se desvanece por completo. En la Figura 44 puede comprobarse que esta permanece en cero hasta que la grabación finaliza.

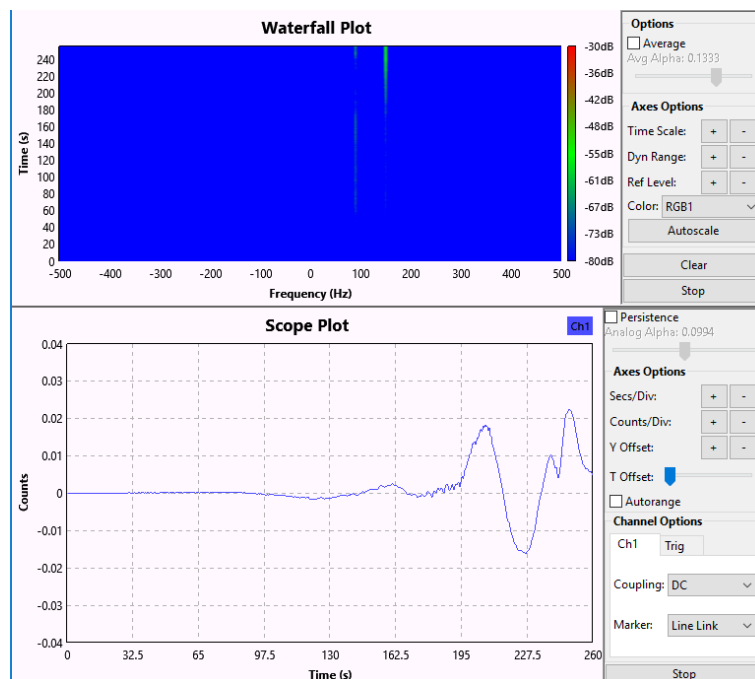


Fig. 44 Ejecución del circuito de demodulación de señales ILS

Dado que el archivo solo contenía la grabación de la emisión del localizador, no se ha podido realizar el estudio para la senda de planeo. El circuito empleado habría sido el mismo, el mostrado en la Figura 37, ya que el proceso es igual para ambos sistemas. La única diferencia radica en la interpretación de la gráfica. La senda de planeo proporciona guiado vertical por lo que una predominancia de la componente de 90 Hz indicaría una elevación superior a la requerida para realizar el descenso correctamente. Lo contrario sucedería en el caso de que la componente de 150 Hz destacara.

7. ENTORNO SOCIOECONÓMICO

7.1. Análisis del impacto socioeconómico

Se calcula que el coste anual de mantenimiento del sistema de aterrizaje por instrumentos es un 10% del coste de su implantación [35]. El sistema de calibración está basado en un avión de carga, que, en el caso de España, es único y compartido por todos los aeropuertos. Los gastos tan elevados se deben a cuestiones de mantenimiento, almacenamiento, seguros, combustible y tripulación. Además, el transporte de un aeropuerto a otro está sujeto a condiciones meteorológicas y al tráfico de cada uno de ellos.

Como ya se ha comentado, la mayor ventaja de la implementación de un receptor ILS empleando una Raspberry Pi es su bajo coste. Su empleo en aeropuertos como sustituto al sistema de calibración actual supondría un ahorro tanto en recursos materiales como humanos. Permitiría a cada aeropuerto tener un sistema propio y la posibilidad de realizar revisiones con una mayor frecuencia, asegurándose así su correcto funcionamiento y disminuyendo el riesgo de incidentes.

Tras diez años, el coste total de mantenimiento iguala al de implantación. Es uno de los principales motivos por los que existen aeropuertos que no pueden permitirse implantar el sistema. Con una reducción tan notoria en costes de mantenimiento, se espera un aumento de aeropuertos con ILS. Esto se traduciría en un incremento de la seguridad de los aeropuertos y por ende de los pasajeros y tripulación de las aeronaves. La publicidad en este sector es inexistente y hay un gran desconocimiento de las radioayudas a nivel popular por lo que el impacto social esperado es prácticamente nulo si bien es innegable que supone una mejora en la calidad del servicio ofrecido al cliente.

La comercialización de PIR no está aún muy extendida. Esto supone una oportunidad de mercado que adaptaría al sector formado tanto por profesionales como aficionados al mundo de la navegación dueños de drones. Su precio asequible hace

posible su venta a particulares interesados en este ámbito. Si bien el producto tiene como objetivo principal , la posibilidad de venta a particulares presenta una oportunidad de incrementar los beneficios obtenidos.

7.2. Presupuesto

A continuación, se detalla el presupuesto estimado al inicio del proyecto para la implementación de un receptor ILS mediante una Raspberry Pi embarcable.

7.2.1. Costes directos

Los costes directos incluyen tanto los recursos humanos empleados como los recursos materiales utilizados, dividiéndose estos en hardware y software.

7.2.1.1. Recursos materiales

En cuanto a los recursos materiales empleados, pueden dividirse en dos grupos, elementos de hardware y de software. Para el cálculo de los costes imputables es necesario considerar la vida útil de los recursos para establecer su amortización. El coste imputable se calcula con la siguiente fórmula:

$$\text{Coste imputable} = \frac{A}{B} CD$$

- A: número de meses de uso
- B: vida útil
- C: coste total
- D: porcentaje de uso dentro del proyecto

Las Tablas 2 y 3 detallan los costes de los recursos de hardware y software respectivamente.

Descripción	Tiempo uso (meses)	Vida útil (meses)	Porcentaje uso	Coste total (€)	Coste imputable (€)
PC Portátil	9	36	100 %	649	162,25
Monitor PC	9	48	100 %	100	18,75
Teclado	9	48	100 %	15	2,81
Ratón	9	48	100 %	10	1,87
Conversor HDMI	9	48	100%	7	1,31
Raspberry Pi 3B	9	24	80 %	40	12
SDR RTL2832U	6	24	80%	21	4,2
TOTAL					203,19

Tabla 2. Costes de recursos de hardware

Descripción	Tiempo uso (meses)	Vida útil (meses)	Porcentaje uso	Coste total (€)	Coste imputable (€)
MATLAB R2016b	4	12	80%	69	18,40
GNU Radio	6	-	60%	0	0
Windows 10	9	12	100%	145	108,75
Microsoft Office	9	12	100%	69	51,75
TOTAL					178,9

Tabla 3. Costes de recursos de software

7.2.1.2. Recursos Humanos

Para la realización de este proyecto, los únicos recursos humanos que se han empleado han sido el alumno, con papel de Ingeniero Júnior, y el tutor, ejerciendo de Ingeniero Sénior. El Ingeniero Júnior realiza el estudio de la situación actual, el proceso de documentación, así como el desarrollo del sistema y su correcta validación. El Ingeniero Sénior es el encargado de supervisar el proyecto durante todo el proceso, y verificar el cumplimiento de las fases establecidas.

En la Tabla 4 se detallan los costes que estos suponen en función a las horas de trabajo empleadas y el salario de cada puesto.

Rol de Trabajo	Coste por hora (€)	Tiempo trabajo (h)	Coste incurrido (€)
Ingeniero Junior	22	396	8712
Ingeniero Senior	35	99	3465
COSTES TOTALES DE RRHH			12177

Tabla 4. Presupuesto de Recursos Humanos del proyecto

Con todo esto los costes directos totales son de 12559,09 €.

7.1.2. Costes indirectos

Los costes indirectos se han establecido como el 20% de los costes directos por lo que suponen 2511,82 €.

7.2.3. Coste total

El coste total del proyecto será la suma de todos los costes calculados previamente, suponiendo un total de 15070,91 € como queda reflejado en la Tabla 5.

Tipo de coste	Coste (€)
Costes Directos	12559,09
Costes Indirectos	2511,82
TOTAL	15070,91

Tabla 5. Coste total del proyecto

8. CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

Durante el desarrollo del proyecto se produjeron problemas técnicos que impidieron seguir con la idea planteada al comienzo de este. GNU Radio Companion, el programa que se iba a utilizar, no tiene soporte oficial para Windows. Por ello, se empleó Raspbian, una distribución de Linux para Raspberry Pi. Pese a verificarse su correcto funcionamiento con archivos ya grabados, resultó imposible realizar la captura de señales por parte del dispositivo RTL-SDR para posteriormente trabajar con ellas o utilizarla como una fuente de datos en directo. Por ello pese a haber generado las señales ILS y haber preparado el circuito de demodulación en GRC, tuvo que cambiarse el enfoque del proyecto y realizar una simulación en MATLAB con el ordenador portátil.

Poco antes de la entrega se consiguió una grabación de ILS real lo que permitió usar el programa GRC para realizar un estudio sobre ellas como se planteó en un primer momento. Los resultados obtenidos fueron satisfactorios, se correspondían en un alto grado con la realidad.

Se ha obtenido un sistema de demodulación funcional al que resultaría ventajoso dotarle de una interfaz gráfica. El diseño de un indicador ILS ofrecería información de una manera más visual y entendible lo que permitiría una toma de decisiones más rápida durante el aterrizaje.

El objetivo principal del proyecto, la implementación de un receptor ILS mediante una Raspberry Pi embarcable, no ha sido alcanzado por los problemas técnicos ocurridos con el dispositivo SDR. Se cree sin embargo que esta implementación es posible. Por ello se desea en un futuro profundizar en las causas de estos problemas e investigar posibles soluciones, o encontrar alternativas que satisfagan los requerimientos y permitan mantener la esencia del proyecto inicial intacta.

La implementación del receptor abriría nuevas líneas de trabajo. En primer lugar, la integración de la recepción de las señales emitidas por las radiobalizas. Si bien el guiado horizontal y vertical proporcionados por el localizador y senda de planeo son los dos pilares básicos sobre los que se apoya el ILS, la incorporación de este tercer elemento supondría un incremento en el desempeño del sistema.

Una vez logrado esto, resultaría interesante la integración de receptores de otros sistemas de aterrizaje en el mismo dispositivo. Actualmente gran parte del equipamiento de tierra del sistema ILS posee también la posibilidad de recepción de VOR. La versatilidad de que ofrece el diseño por software permitiría incorporar este otro sistema sin gran dificultad y sin incremento del coste. Al adquirir la característica de interoperabilidad podría hacer frente a otros receptores multimodo del mercado.

9. BIBLIOGRAFÍA Y REFERENCIAS

- [1] “La Radioayuda Aérea-Radionavegación”, *Asociación Pasión por Volar*. [En línea]. Disponible en: <http://www.pasionporvolar.com/la-radioayuda-aerea-radionavegacion/>
- [2] BOEING, “Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents”, 2015.
- [3] “About us”, *Canard Drones*. [En línea]. Disponible en: <http://canarddrones.com/>
- [4] “Organismos internacionales”, *Ministerio de Fomento*. [En línea]. Disponible en: http://www.fomento.gob.es/MFOM/LANG_CASTELLANO/DIRECCIONES_GENERALES/AVIACION_CIVIL/ORGANISMOS_INTERNACIONALES/
- [5] “Sobre la OACI”, *OACI*. [En línea]. Disponible en: https://www.icao.int/about-icao/Pages/ES/default_ES.aspx
- [6] “Convenio sobre Aviación Civil Internacional”, *Wikipedia*. [En línea]. Disponible en: https://es.wikipedia.org/wiki/Convenio_sobre_Aviaci%C3%B3n_Civil_Internacional
- [7] “About ECAC”, *European Civil Aviation Conference*. [En línea]. Disponible en: <https://www.ecac-ceac.org/>
- [8] “Who we are”, *Eurocontrol*. [En línea]. Disponible en: <http://www.eurocontrol.int/articles/who-we-are>
- [9] “Organización y funciones de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea”, *Seguridad Aérea*. [En línea]. Disponible en: https://www.seguridadaerea.gob.es/lang_castellano/la_agencia/organizacion_y_funciones/default.aspx
- [10] “Kavics”, *Versys*, 15-06-2017. [En línea]. Disponible en: <http://www.versys.fr/fournisseurs/kavics/>

- [11] “AN/ARN-147(V) VOR/ILS/GS/MB Receiver”, *Rockwellcollins*. [En línea]. Disponible en: <https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Navigation/Airborne-Products/Radio-Navigation/AN-ARN-147-V--VOR-ILS-GS-MB-Receiver.aspx>
- [12] Imagen tomada de: <https://www.baesystems.com/en-us/product/multimode-receivers-mmr>
- [13] F. R. Palomo Pinto, Apuntes asignatura “Aviónica y sistemas de navegación”. Curso 2006/2007. [En línea]. Disponible en: <http://agamenon.tsc.uah.es/Asignaturas/it/rd/apuntes/5-4.pdf>
- [14] “Sistema de aterrizaje instrumental”, *Wikipedia*. [En línea]. Disponible en: https://es.wikipedia.org/wiki/Sistema_de_aterrizaje_instrumental
- [15] Apuntes asignatura “Navegación aérea”, Universidad de Cádiz.
- [16] Imagen tomada de: <http://aviationnepal.com/blogs/ils-instrument-landing-system-2/>
- [17] R. Arán Escuer y J. R. Aragoneses Manso, *Sistemas de navegación aérea*, 1ª ed. Editorial Paraninfo, 1983.
- [18] Imagen tomada de: <http://www.hispaviacion.es/sistema-instrumental-de-aterrizaje-el-ils/>
- [19] Imagen tomada de: https://www.rohde-schwarz.com/se/applications/speed-up-runway-measurements-of-your-ils-stations-application-card_56279-160898.html

[20] D. McCollum, "Evaluation of Instrument Landing System DDM calibration accuracies", Tesis, Air Force Institute of Technology, Estados Unidos, 1983. [En línea]. Disponible en: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a138301.pdf>

[21] A. Helfrick, , *Principle of Avionics*, 2ª ed. Avionics Communications, 2002.

[22] Imagen tomada de: http://bandara.net/bandara/alat-bantu-pendaratan-pesawat-di-bandara.html/attachment/marker_beacon

[23] T. A. Horne, "Precision approaches", *AOPA*, 5-05-1998. [En línea]. Disponible en: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/1998/may/flight-training-magazine/precision-approaches>

[24] Imagen obtenida de: <http://shop.avionics.co.nz/md222-406>

[25] "Aproximación instrumental", *Wikipedia*. [En línea]. Disponible en: https://es.wikipedia.org/wiki/Aproximaci%C3%B3n_instrumental

[26] "Manual del Inspector de Operaciones", Ministerio de Transporte y Comunicaciones Perú. [En línea]. Disponible en: https://www.mtc.gob.pe/transportes/aeronautica_civil/doc_informativos/documentos/mi-o/rev_ne/files/CAP%2024%20Operaciones%20todo%20tiempo.pdf

[27] "Raspberry Pi Hardware guide", *Raspberry Pi*. [En línea]. Disponible en: <https://www.raspberrypi.org/learning/hardware-guide/components/raspberry-pi/>

[28] "What is Software Defined Radio?", *The Wireless Innovation Forum*. [En línea]. Disponible en: http://www.wirelessinnovation.org/Introduction_to_SDR

[29] Imagen tomada de: <https://www.programoergosum.com/cursos-online/raspberry-pi/232-curso-de-introduccion-a-raspberry-pi/instalar-raspbian>

[30] “What is GNU Radio?”, *Wiki GNU Radio*. [En línea]. Disponible en: https://wiki.gnuradio.org/index.php/What_is_GNU_Radio%3F

[31] “GNU Radio Companion”, *Wikipedia*. [En línea]. Disponible en: https://es.wikipedia.org/wiki/GNU_Radio_Companion

[32] Organización de Aviación Civil Internacional, “Volumen I: Radioayudas para la navegación”, en *Anexo 10 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional*, 6º ed. 2006

[33] “Antenna System Description” en *ILS 420 Technical Manual*, THALES, 2005.

[34] Grabación obtenida de: <http://www.housedillon.com/>

[35] “The true cost of ILS”, *The truth about gold coasts new flight path*. [En línea]. Disponible en: <https://flightpathgc.wordpress.com/the-true-cost-of-ils/>

ANEXO A: SUMMARY

1. Introduction

Landing is the most critical phase of flight, almost half of the air accidents occur at this moment. Hence, ILS (Instrument Landing System), which is responsible for providing lateral and vertical guidance to the aircraft during the landing process, has become one of the most important radio navigation aids.

This system needs regular inspections to verify its correct operation. The periodicity of these is subject to international regulations. The calibration system, based on a cargo plane, is very expensive, complex and in Spain there is only one for all airports. Therefore, there are initiatives such as the one from the company Canard Drones that proposes to perform the calibration using drones. To achieve that it is necessary to implement an ILS receptor that can be boarded in drones.

2. Instrument Landing System

The ILS is an instrument approach system based on radiofrequency beams that provides positioning in latitude, longitude and radial precision during the approach and landing phase. It is the system established by ICAO as a standard system throughout the world. Its function is to provide the aircraft with azimuthal, zenithal and distance guidance information so that, without external visual references, it can reach a point on the descent path at a height called decision height.

The ILS system consists of the localizer and the glideslope, which provide guidance information, marker beacons, responsible for distance information, and elements that provide visual information such as approach lights and lights located along the runway.

The localizer generates the signals that provide lateral guidance to the aircraft. It is composed of a set of antennas located at the head of the runway. These antennas emit, in VHF band (108 MHz - 112 MHz), two signals in the form of a lobe. Each one at a

frequency, 90 Hz and 150 Hz. The signals overlap in the continuation of the axis of the track. The coverage extends up to 46300 meters in a 20° arc around the axis of the runway.

The glideslope provides the vertical guidance. It consists of a transmitting device and two antennas located in a tower. It operates in the UHF frequency band (328 MHz-336MHz). Two lobes of signals modulated at different frequencies are generated; 90 Hz for the upper lobe and 150 Hz for the lower lobe. The coverage depends on the angle of the trajectory θ , it will be between the values 0.450 and 1.750. The angle is usually between 2.5 ° and 3°.

The marker beacons, placed at a certain distance in the direction of the runway, indicate to the pilot the distance to the runway. Each beacon has a distinctive sound and color associated with it. The outer marker is located between 7500 and 13000 meters. The light signal shown on the panel is blue. The middle marker is generally located between 925 and 1500 meters. The luminous signal is amber. The inner marker is located between 75 and 450 meters from the threshold of the runway. The light signal emitted is white.

Figure 1 shows the location of all the radio transmitter stations mentioned above.

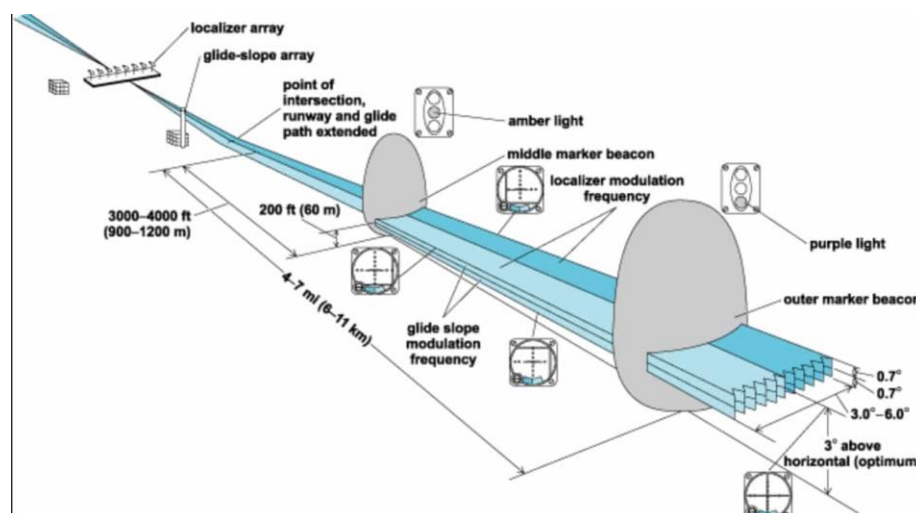


Fig. 1 ILS Transmitting stations

The ILS indicator is an instrument located in the cabin that consists of two bars, one vertical and one horizontal, known as CDI (Course Direction Indicator). The vertical bar corresponds to the localizer. If it is located to the right of the central axis, the airplane must turn to the right to intercept the localizer and vice versa. The horizontal bar represents the glideslope. If it is in the upper part of the central axis, the airplane must decrease the rate of descent and vice versa.

3. Tools

As main hardware tools a Raspberry Pi has been needed as the receiver, and an RTL-SDR device, in charge of receiving the signals emitted by the transmitting stations.

Raspberry Pi is a low cost Single Board Computer developed by the Raspberry Pi Foundation in the United Kingdom in 2011. It supports multiple operating systems such as Raspbian, OpenELEC, OSMC or Arch Linux. There are 4 models in the market. The one used for this project is Raspberry Pi 3 Model B, the latest one.

A Software Defined Radio is a Radio in which some or all functions of the physical layer are defined by software. Unlike traditional hardware-based radio devices with limited cross-functionality and only modifiable by physical intervention, software-defined radio allows new features and wireless capabilities to be added to existing radio systems without requiring new hardware. This makes it an efficient and economical solution. Its main advantages are ease of updating, interoperability, reuse of frequencies and low cost. The device used is RTL2832U from NooElec.

Regarding the software tools used, it was necessary to install the Raspbian operating system, GNU Radio, the RTL-SDR software for the radio and MATLAB for the simulation.

Raspbian is an operating system based on Debian, a Linux distribution. It is the Raspberry's official OS as it is optimized for its hardware.

The RTL-SDR software serves to ensure that RTL-SDR devices are connected and to perform basic data transfer functions to and from the device.

GNU Radio is a free and open source software development toolkit that provides signal processing blocks to implement software radios.

MATLAB is a mathematical software program with an integrated development environment that has its own programming language. It allows the manipulation of matrices, plotting functions and data, implementation of algorithms etc.

4. Development

4.1 ILS demodulation in MATLAB

ILS signals were simulated in MATLAB following the steps explained in the official manuals. Once the modulation is finished, an AM demodulation is performed. To do this, the signal is multiplied by the same carrier and then passed through a low pass filter in which the cutoff frequency, f_c , has been established as 12 MHz.

After this, it is filtered again to separate the 90 Hz and 150 Hz components. As there is a considerable order of magnitude difference, so before this new filtering it is necessary to resample the signal, lowering the frequency to 12 kHz.

Finally, the DDM is calculated as the difference between the average values of the 90 Hz and 150 Hz components.

The localizer is the first to be considered. A study was carried to determine the optimal value of d , being it the distance from each antenna of the localizer to the center.

With low values of d the expected data for the DDM is apparently obtained in the range of coverage, as it can be seen in Figure 2. If we increase the values of d , the slope increases, which supposes an increase of the precision, but at the same time more null values appear, which would mean false positives in bad angles.

It is determined that the optimal value of d is 1 meter. It is the distance that offers the best compromise between resolution and false positives. This means that the distance between both antennas is 2 meters, corresponding to the datasheet of the ILS 420 system.

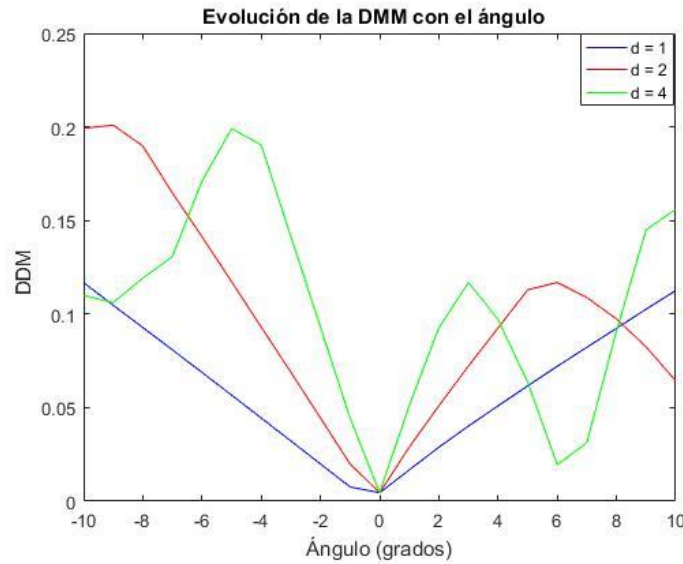


Fig. 2 DDM evolution for d between 1 and 4 meters

Same experiment is made with the glideslope. The variable in this case is h the distance between both antennas, that corresponds to half of the height of the tower.

The upper values of h are those that seem to comply with the expected DDM values. In the localizer the null value of the DDM was at 0° . For the glideslope, it will reach zero for the chosen angle for the path, in this case 3° .

The desired evolution of the DDM would be a decrease in value from 1.35° to 3° where it would reach its minimum. From 3° to 5.25° the DDM should increase linearly. There is no value of h that satisfies all of this, but best results are obtained between 9.5 and 10.5 m. Again, we have a correspondence between theory and practice as the height of the glideslope tower is around 20 meters.

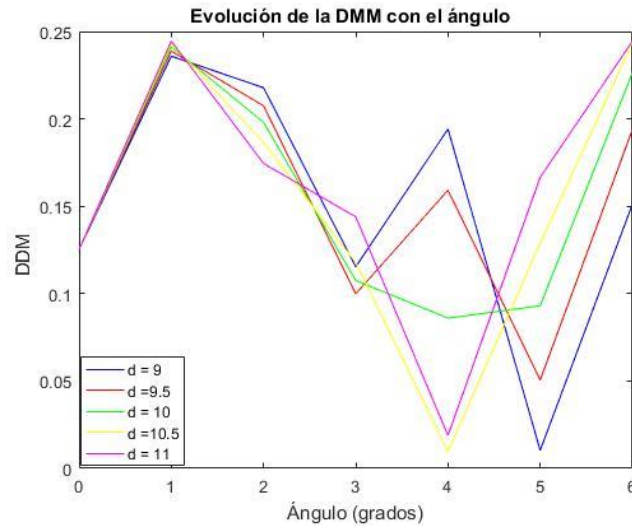


Fig. 3 DDM evolution for h between 9 and 11 meters

4.2. ILS demodulation of signals recorded using an SDR

The code implemented in the previous section to generate ILS signals was feed to a signal generator. The signals were recorded by the SDR device using the program SDRSharp.

Same tests were made, and the results were satisfying. The evolution of the DDM is still correct even if it is not as linear as it should. Nevertheless, there is a small deviation of the reference point which translates into a loss of precision.

The overall results of the demodulation process show that the use of the SDR as part of the ILS receiver is appropriate, even if there is still needing to deepen into the correction of the error margin.

4.3. ILS demodulation using GNU Radio

It was not possible to record real ILS signals due to strict regulations in airports. A file was found online containing localizer signals. The data was recorded by an SDR while overflying an American airport. A study was made using this file to determine the behavior of ILS signals.

The circuit designed for the ILS demodulation, shown in Figure 4, is composed by the elements described next:

- A File Source, in .raw format.
- A Throttle block that limits the data throughput to avoid CPU congestion.
- An AM Demodulation block.
- A DC Blocker. It is particularly useful when treating AM signals as the envelope magnitude will always be positive and introduces therefore an offset.
- Two bandpass filters. Their frequency ranges are [80, 100] and [140, 160] to obtain the 90 Hz and 150 Hz components respectively.
- An Add block.
- A Waterfall Sink. It offers a visual representation of the spectrum of the different frequencies as they vary with time.
- A block that transform complex data into float.
- A Subtract unit.
- A low pass filter with cutoff frequency 1 kHz.
- A Scope Sink that allows to see the difference between both components, showing which one predominates in each moment.

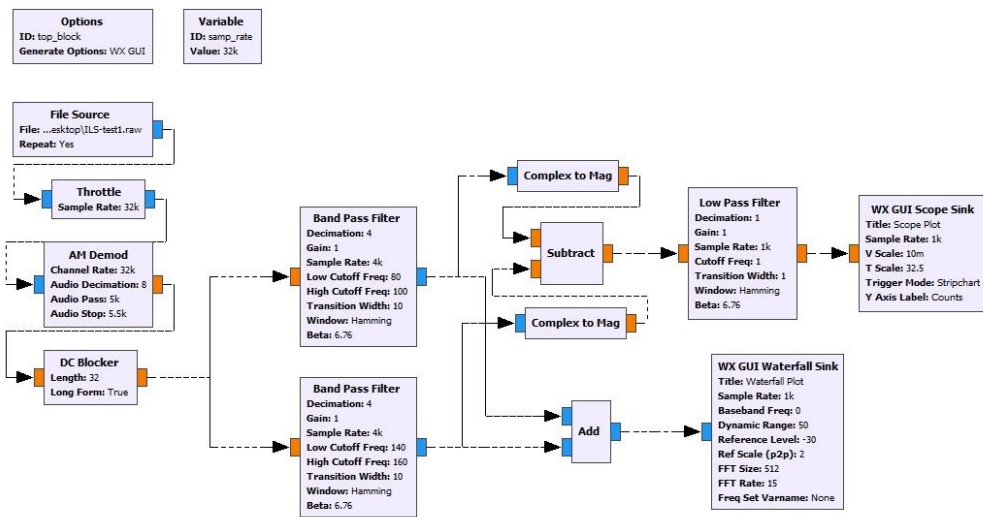


Fig. 4 ILS demodulation circuit

With the execution of the flow diagram two graphs are obtained. The first is a spectrogram, it shows the variation of the 90 Hz and 150 Hz components over time. The second one represents the subtraction of both components. It does not exactly correspond to the numerical value of the DDM, but it shows the predominance relation of one component over another. If the value is positive, the 90 Hz component is higher. This means that a correction to the right is necessary. If, on the contrary, the graph takes negative values, the aircraft is in the area where the 150 Hz tone predominates. The correction of the course should be in this case to the left. A null value of the signal can indicate two things, either the aircraft is in line with the central axis of the runway, or the signal is not detected with sufficient intensity.

Here are shown some of the screenshots that had been made during the execution of the program, in which it can be observed the most representative changes.

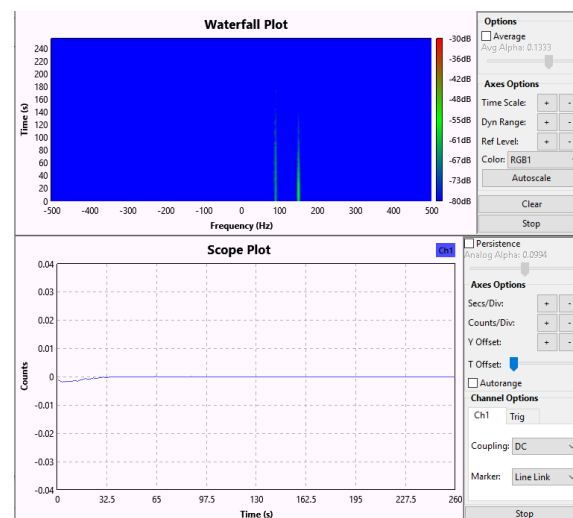


Fig. 2 150 Hz component is stronger in the spectrogram; therefore, the signal takes negative values.

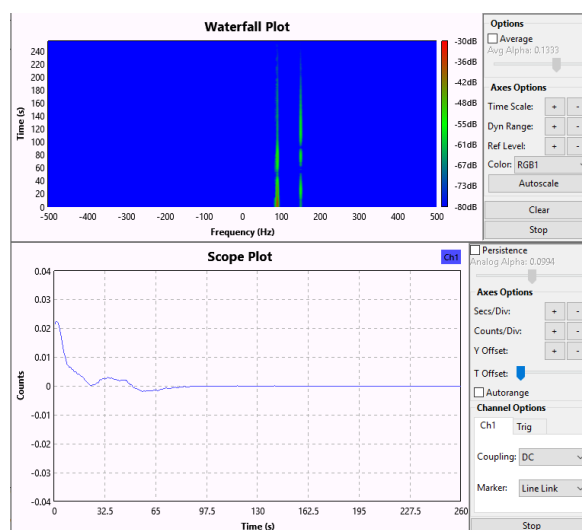


Fig. 3 The signal takes high positive values because of a gain of strength of the 90 Hz component.

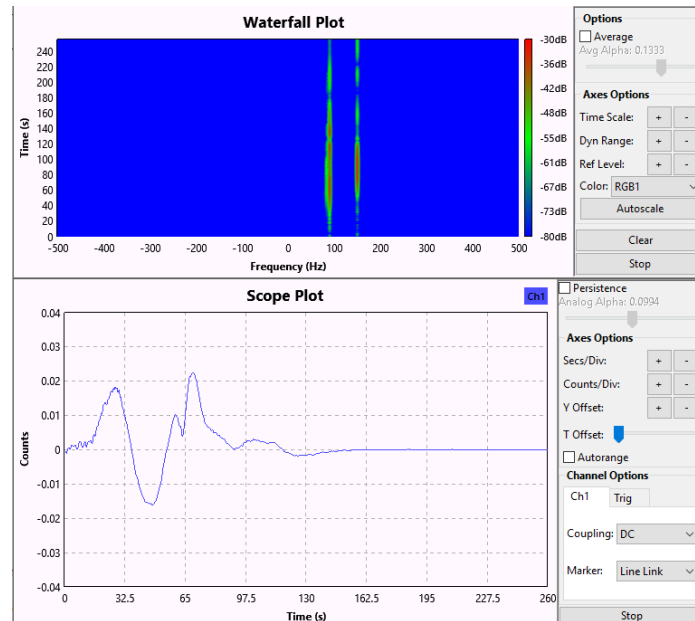


Fig. 4 After having been deviated to the left, a correction of course is made. It is aligned with the runway.

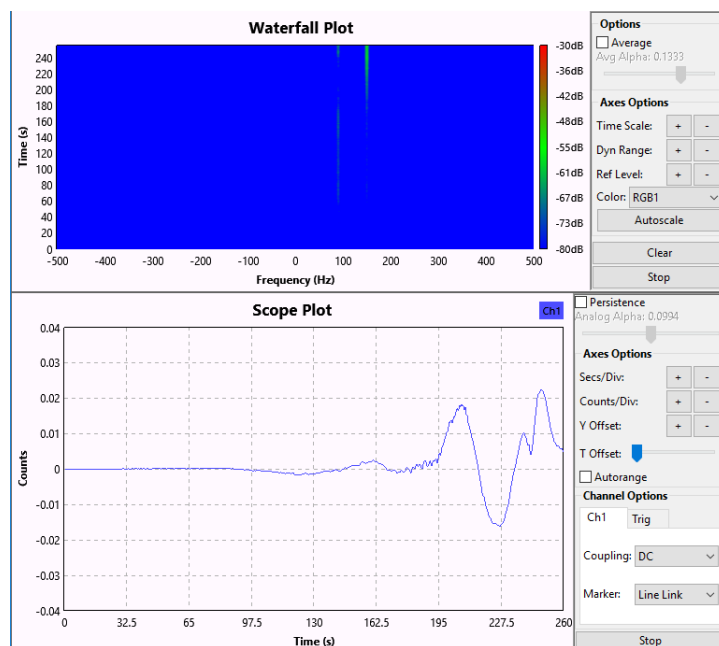


Fig. 5 The signal fades with distance and takes a null value

5. Conclusions

During the development of the project there were technical problems that prevented from continuing with the idea proposed at the beginning. Despite verifying its correct operation with files already recorded, it was impossible to capture the signals by the RTL-SDR device to work with them or use it as a live data source. The focus of the project had to be changed and a simulation in MATLAB with the laptop was done.

Shortly before the deadline, a real ILS recording was obtained, which allowed the GRC program to be used to carry out a study as it was initially proposed. The results obtained were satisfactory, corresponded to a high degree with reality.

The main objective of the project, the implementation of an ILS receiver using a Raspberry Pi, has not been achieved due to the technical problems that occurred with the SDR device. It is believed, however, that this implementation is possible. Therefore, it is desired in the future to deepen into the causes of these problems and investigate workable solutions.

The implementation of the receiver would open new lines of work. First, the integration of the reception of the signals emitted by the beacons. Although the horizontal and vertical guidance provided by the locator and glide path are the two basic pillars on which the ILS relies, the incorporation of this third element would mean an increase in the performance of the system.

Once this is achieved, it would be interesting to integrate receivers from other landing systems in the same device. Nowadays, a large part of the ground equipment of the ILS system also has the possibility of receiving VOR. The versatility offered by the software design would allow incorporating this other system without great difficulty and without increasing the cost. By acquiring the interoperability feature, it could confront other multimode receivers on the market.